



TUGAS AKHIR – TM141585

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN YANG
MELEWATI *AIRFOIL* EPPLER 562 DENGAN VARIASI
WHITCOMB *WINGLET* (SUDUT SERANG 0° , 8° , 12° ,
DAN 15°)**

ARIFANDI RACHMADIYAN

2113 100 163

Dosen Pembimbing

Prof. Ir. SUTARDI, M.Eng, Ph.D

LABORATORIUM MEKANIKA DAN MESIN-MESIN FLUIDA

DEPARTEMEN TEKNIK MESIN

FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI

INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER

SURABAYA 2017



FINAL PROJECT – TM141585

**NUMERICAL ANALYSIS OF FLOW
CHARACTERISTICS OVER EPPLER 562 AIRFOIL
WITH WHITCOMB WINGLET (ANGLE OF ATTACK
 0° , 8° , 12° , AND 15°)**

ARIFANDI RACHMADIYAN

2113 100 163

Advisor Lecturer:

Prof. Ir. SUTARDI, M.Eng, Ph.D

LABORATORIUM MEKANIKA DAN MESIN-MESIN FLUIDA

DEPARTEMEN TEKNIK MESIN

FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI

INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER

SURABAYA 2017

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN
YANG MELEWATI *AIRFOIL* EPPLER 562
DENGAN VARIASI WHITCOMB *WINGLET*
(SUDUT SERANG 0° , 8° , 12° , DAN 15°)**

TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
pada
Program Studi S-1 Departemen Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh :

ARIFANDI RACHMADIYAN

NRP. 2113 100 163

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D (Pembimbing)
NIP. 196412281990031062
2. Dr. Wawan Aries Winodo, ST, MT (Penguji I)
NIP. 197104051997021140
3. Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT (Penguji II)
NIP. 196202161995121001



SURABAYA

JULI, 2017

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN
YANG MELEWATI *AIRFOIL* EPPLER 562 DENGAN
VARIASI WHITCOMB *WINGLET* (SUDUT SERANG
 0° , 8° , 12° , DAN 15°)**

Nama Mahasiswa : Arifandi Rachmadiyan
NRP : 2113 100 163
Jurusan : Teknik Mesin FTI ITS
Pembimbing : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D.

ABSTRAK

Sayap merupakan komponen pesawat yang berperan untuk menghasilkan gaya angkat. Salah satu faktor penting yang mempengaruhi gaya angkat pada sayap adalah aspek rasio dari sayap pesawat. Teori menunjukkan bahwa penggunaan sayap dengan panjang *span* yang tidak terhingga (*infinite wing*) merupakan desain sayap yang paling ideal, tetapi pada kenyataannya tidak memungkinkan untuk membuat sayap dengan panjang yang tak terhingga. Oleh karena itu panjang sayap dibatasi dan dibuat dengan dimensi yang proporsional terhadap panjang *fuselage* pesawat. Panjang *span* sayap yang terbatas, membuat adanya separasi tiga dimensi pada bagian *tip* sayap yang akan membentuk aliran sekunder, dimana aliran ini memberikan kerugian pada performa pesawat karena mengurangi luasan efektif pada sayap dan menimbulkan gaya hambat pada sayap. Salah satu modifikasi pada sayap pesawat guna mengurangi dampak yang ditimbulkan oleh *tip vortex* adalah penggunaan *winglet* pada bagian *tip* dari sayap pesawat. Hal ini sudah banyak diterapkan pada pesawat komersial terbaru guna meningkatkan efisiensi pada pesawat.

Studi menggunakan simulasi numerik akan dilakukan dengan software CFD ANSYS Fluent 14.5 dengan konfigurasi geometri 3D. Geometri benda uji berupa sayap pesawat menggunakan profil *airfoil* Eppler 562 dengan panjang *chord* 0.36

m, *swept angle* 0° dan modifikasi pemberian *winglet* berjenis Whitcomb *winglet* dengan *cant angle* 90° . Kasus yang diteliti adalah kasus aliran udara dengan kecepatan pada *inlet* sebesar 10 m/s dan tekanan pada *outlet* adalah 0 Pa (*gage*).

Hasil yang didapatkan dari studi ini adalah peningkatan koefisien *lift* (C_L) pada *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* pada semua sudut serang yang diteliti. Namun penggunaan whitcomb *winglet* juga memberikan dampak berupa peningkatan koefisien *drag* (C_D) pada *airfoil* Eppler 562. Dari kedua fenomena tersebut didapatkan pula bahwa *lift to drag ratio* (C_L/C_D) pada *airfoil* dengan whitcomb *winglet* memiliki nilai maksimum pada sudut $\alpha=8^\circ$. Visualisasi *tip* dan *trailing vortex* didapatkan dari kontur *vorticity magnitude*. *Tip vortex* pada *airfoil* dengan whitcomb *winglet* lebih merata jika dibandingkan dengan *airfoil* tanpa *winglet*, dimana pada *tip vortex* pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* lebih terkonsentrasi di pusat pusaran dan menyebabkan nilai kontur yang lebih besar. Pada visualisasi *trailing vortex* juga terlihat bahwa pada *airfoil* dengan whitcomb *winglet*, *vortex* yang terjadi semakin berkurang sepanjang panjang *chord* dari *airfoil*. Dari studi yang dilakukan didapatkan kesimpulan bahwa penggunaan whitcomb *winglet* pada *airfoil* Eppler 562 paling efektif pada sudut $\alpha=8^\circ$, dilihat dari *lift to drag ratio* (C_L/C_D) dan visualisasi *vortex* yang terjadi.

NUMERICAL ANALYSIS OF FLOW CHARACTERISTICS OVER EPPLER 562 AIRFOIL

WITH WHITCOMB WINGLET (ANGLE OF ATTACK 0° , 8° , 12° , AND 15°)

Name : Arifandi Rachmadiyan
NRP : 2113 100 163
Department : Teknik Mesin FTI ITS
Advisor Lecturer : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D.

ABSTRACT

Wing is the most important component in aircraft structure, which have a role to generate lift force on the aircraft. One of the most important factor in lift generating is the aspect ratio of the wing. In theory, wing with an infinite aspect ratio is the most ideal wing design because it can generate maximum lift, but in reality, manufacturing a wing with infinite aspect ratio is considered impossible. Because of that, aspect ratio of wing is limited until its propostional to the aircraft fuselage. However, because of the limitation, the flow over the tip of the wing are causing a three-dimensional separation which cause a secondary flow. Those secondary flow are causing the wing to loss the effective area for generating lift and also increase the drag force of the wing. Modifications such as winglet had been made in order to solve the problem.

This study is being done by numerical simulation using CFD software ANSYS Fluent 14.5 with 3D geometry configuration. The geometry is a wing with Eppler 562 airfoil as ing profile, chord length of 0.36 m, swept angle 0° and using omb winglet for the tip modification. This case is analyze with inlet velocity of 10m/s and pressure outlet of 0 Pa (gage).

The result that gained form the simulation is the increase of lift coefficient (C_L) of the Eppler 562 airfoil on every angle of attack that being analyze. However, airfoil with whitcomb winglet also shown an increase in the drag coefficient (C_D) compared to the airfoil without winglet. From b ' ' ' enomenon also gained the lift

to drag ratio (C_L/C_D) of the airfoil which result that the Eppler 562 airfoil have a maximum value of C_L/C_D at the angle of attack $\alpha=8^\circ$. Tip and trailing vortex visualization are shown in the vorticity magnitude contour. Tip vortex, which generated on airfoil with Whitcomb winglet are more evenly spread but on the airfoil without winglet the tip vortex are more concentrated on the center of the vortex causing the radial velocity on the center of the vortex are bigger than the surface of the tip vortex. In the trailing vortex visualization also shown that trailing vortex are decreasing along the chord line. The conclusion of this study that airfoil Eppler 562 with whitcomb winglet is more effective at angle of attack $\alpha=8^\circ$ which proven by the C_L/C_D ratio and the tip vortex that generated on the airfoil.

KATA PENGANTAR

Segala puji dan syukur penulis panjatkan kepada Allah SWT. yang telah memberikan rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis mampu menyelesaikan tugas akhir yang berjudul **STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN YANG MELEWATI AIRFOIL EPPLER 562 DENGAN VARIASI WHITCOMB WINGLET (SUDUT SERANG 0° , 8° , 12° , DAN 15°)**. Penulis menyadari dalam penyelesaian tugas akhir ini, penulis tidak terlepas dari dukungan dan bantuan yang diberikan oleh banyak pihak. Pada kesempatan ini, penulis ingin menyampaikan ucapan terimakasih yang sebesar – besarnya kepada:

1. Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D selaku pembimbing tugas akhir penulis, yang memberikan ilmu yang bermnafaat serta selalu setia memberikan waktu untuk membimbing, memotivasi dan mengarahkan penulis dalam menyelesaikan tugas akhir ini.
2. Ir. Bambang Pramujati, MSc.Eng, PhD selaku ketua jurusan dan seluruh dosen teknik mesin ITS yang telah memberikan kuliah dan ilmu yang berkaitan dengan studi ini.
3. Bapak Sarwono dan Ibu Sri Mulyanthi selaku orang tua penulis serta yang selalu memberikan dukungan, doa dan menjadi inspirasi penulis.
4. Kakak tercinta Pinasti Diyan Astari yang selalu mendukung dan memberikan pelajaran yang berharga kepada penulis.
5. Keluarga laboratorium mekanika fluida, saudara Angga, Rasyid, Reinaldhy, Christopher dan teman-teman lainnya yang sudah membantu dan memberikan semangat kepada penulis dalam pengerjaan tugas akhir.
6. Keluarga laboratorium perpindahan panas, saudara Obrain, Darmizi, Hiro, Ismail, Alim dan saudari Karina yang sudah menghibur penulis selama masa kuliah.
7. Teman-teman satu perjuangan dari SMA Taruna Bakti, Saudari Mitha, Ria, Jacinta, Aidha, Niken , saudara Akmal dan Dito yang sudah memberikan semangat kepada penulis selama masa kuliah.

8. Teman-teman M56 yang sudah memberikan pengalaman berharga bagi penulis
9. Mobil Ford Focus yang sudah menemani penulis di perjalanan dari semester 6.

Penulis menyadari bahwa dalam tugas akhir ini masih banyak kekurangan, baik dalam penulisan maupun analisis yang dilakukan. Oleh sebab itu, diharapkan bila ada mahasiswa yang melakukan penelitian dibidang konfigurasi *airfoil* dapat menyempurnakan tugas akhir ini. Semoga tugas akhir ini dapat memberikan manfaat bagi para pembaca.

Surabaya, Juli 2017

Penulis

DAFTAR ISI

ABSTRAK	i
ABSTRACT	iii
KATA PENGANTAR	v
DAFTAR ISI	vii
DAFTAR GAMBAR	xi
DAFTAR TABEL	xv
.....	xvi
NOMENKLATUR	xvii
BAB 1 PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang Masalah.....	1
1.2 Perumusan Masalah	3
1.3 Tujuan Penelitian	3
1.4 Batasan Masalah	4
BAB 2 DASAR TEORI.....	5
2.1 Laminar <i>Airfoil</i>	5
2.2 <i>Winglet</i>	6
2.2.1 Whitcomb <i>Winglet</i>	7
2.3 Aliran pada Sayap 3D.....	7
2.3.1 <i>Spanwise</i> Flow	8
2.3.2 <i>Trailing Vortex</i>	9
2.3.3 Downwash	9

2.3.4 Aliran pada <i>airfoil</i> 3 D menggunakan <i>winglet</i>	10
2.4 <i>Incompressible Flow</i>	10
2.5 <i>Boundary layer</i>	11
2.5.1 <i>Boundary layer</i> Pada Permukaan <i>Airfoil</i>	12
2.5.2 Karakteristik <i>Boundary layer</i>	14
2.6 Koefisien Tekanan	16
2.7 <i>Lift coefficient</i> , <i>Drag Coefficient</i> , dan <i>Pitching Moment Coefficient</i>	17
2.8 Penelitian Terdahulu	19
2.8.1 Penelitian Mengenai Whitcomb <i>Winglet</i>	19
2.8.2 Penelitian Mengenai <i>Airfoil</i> Eppler 562 dengan <i>Winglet</i>	23
BAB 3 METODE PENELITIAN	27
3.1 Pemilihan <i>Airfoil</i>	27
3.2 Tahapan Penelitian	28
3.3 Tahap <i>Pre-Processing</i>	28
3.4 Tahap <i>Solver</i>	36
3.5 Skema Pengambilan Data <i>Post-Processing</i>	40
3.5.1 Skema Pengambilan Data Koefisien Tekanan	41
3.5.2 Skema Pengambilan Data <i>Vorticity Magnitude</i>	42

3.5.3 Skema Pengambilan Data Kontur tekanan ...	43
3.5.4 Skema Pengambilan Data <i>Velocity Pathline</i> ...	45
3.6 Flowchart Penelitian	45
BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASAN	47
4.1 <i>Grid Independency Study</i>	47
4.2 Komparasi C_p	48
4.3 Perbandingan Koefisien Tekanan Pada Simulasi Tanpa <i>Winglet</i> dan Dengan <i>Winglet</i>	49
4.4 Koefisien <i>Lift</i> (C_L) dan Koefisien <i>Drag</i> (C_D)	56
4.4.1 Analisa Koefisien <i>Lift</i> (C_L).....	56
4.4.2 Analisa Koefisien <i>Drag</i> (C_D).....	58
4.4.3 Analisa Rasio Koefisien <i>lift</i> dan <i>drag</i> (C_L/C_D)	61
4.5 Visualisasi Aliran.....	62
4.5.1 Vorticity Magnitude.....	62
4.5.2 Kontur Tekanan	66
4.5.3 Kontur dan <i>Pathline</i> Kecepatan.....	72
BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN	75
5.1 Kesimpulan	75
5.2 Saran	76
DAFTAR PUSTAKA.....	79
RIWAYAT PENULIS	79

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 <i>Laminar flow airfoil</i> dengan <i>airfoil</i> konvensional (http://www.allstar.fiu.edu , 2017)	5
Gambar 2.2 <i>Pathlines</i> yang menunjukkan <i>trailing vortex</i> pada sayap tanpa <i>winglet</i> (a) dan dengan <i>winglet</i> (b) (Azlin et al., 2011)	6
Gambar 2.3 <i>Whitcomb Winglet</i> (Whitcomb, 1976)	7
Gambar 2.4 Spanwise Flow (Anderson, 2001)	8
Gambar 2.5 <i>Trailing Vortex</i> pada bagian <i>wingtip</i> (Wells, 2009)	9
Gambar 2.6 <i>Downwash</i> pada sayap pesawat akibat <i>tip vortex</i> (Hurt, Jr., 1965)	9
Gambar 2.7 <i>Vortex shedding</i> pada sayap tanpa <i>winglet</i> dan dengan <i>winglet</i> (Bennett, 2001)	10
Gambar 2.8 <i>Boundary layer</i> laminar dan turbulen sepanjang pelat datar (Fox, et al, 2011)	11
Gambar 2.9 <i>Boundary layer</i> pada <i>airfoil</i> (Anderson, 2001) ..	13
Gambar 2.10 Profil Kecepatan Laminar dan Turbulen (Fox et al., 2011)	14
Gambar 2.11 Definisi ketebalan <i>boundary layer</i> , <i>displacement thickness</i> dan <i>momentum thickness</i> (Fox et al., 2011)	15
Gambar 2.12 Distribusi koefisien tekanan pada <i>airfoil</i> (www.me.metu.edu.tr , 2017)	16
Gambar 2.13 <i>Profile drag</i> (Munson et al., 2013)	17
Gambar 2.14 Konfigurasi sayap dengan dan tanpa <i>winglet</i> (Weirman dan Jamey, 2010)	19
Gambar 2.15 Perbandingan <i>CL VLM model</i> dengan <i>CL wind tunnel</i> (Weirman dan Jamey, 2010)	20
Gambar 2.16 <i>CL/CD</i> vs α (Weirman dan Jamey, 2010)	21
Gambar 2.17 <i>CL</i> vs <i>CD</i> (Weirman dan Jamey, 2010)	22

Gambar 2.18 CL/CD vs α dengan CD pada VLM menggunakan CD pada <i>wind tunnel</i> (Weirman dan Jamey, 2010)	22
Gambar 2.19 Geometry <i>Winglet</i> dan Tanpa <i>Winglet</i> (Turanoğuz, 2014)	24
Gambar 2.20 C_L , C_D dan C_L/C_D pada sayap dengan <i>winglet</i> dan tanpa <i>winglet</i> (Turanoğuz, 2014).....	25
Gambar 3.1 Profil <i>Airfoil</i> Eppler 562 (http://m-selig.ae.illinois.edu , 2017)	31
Gambar 3.2 Model Benda uji.....	32
Gambar 3.3 Dimensi Whitcomb <i>winglet</i> (Whitcomb, 1976) ..	33
Gambar 3.4 <i>Meshing</i> dan <i>Domain</i> Pemodelan <i>Airfoil</i> 3D dengan <i>inflation layer</i> dengan (a) <i>meshing</i> potongan melintang pada $z = 1$ dan (b) <i>meshing</i> potongan melintang pada 20 % <i>chord</i>	34
Gambar 3.5 Dimensi pemodelan dan kondisi batas 2D	35
Gambar 3.6 Dimensi permodelan dan kondisi batas 3D	36
Gambar 3.7 Skema pengambilan kontur tekanan.....	41
Gambar 3.8 Skema pengambilan kontur vorticity magnitude (a) 2D (b) 3D.....	42
Gambar 3.9 Skema pengambilan data kontur tekanan.....	44
Gambar 3.10 Skema pengambilan data velocity pathline	45
Gambar 3.11 Flowchat Penelitian	46
Gambar 4.1 Validasi Koefisien Tekanan	48
Gambar 4.2 Grafik C_p pada permukaan <i>airfoil</i> posisi $Z/s = 0.95$ tanpa <i>winglet</i> dan dengan whitcomb <i>winglet</i> pada (a) $\alpha = 0^\circ$, (b) $\alpha = 8^\circ$, (c) $\alpha = 12^\circ$, dan (d) $\alpha = 15^\circ$	53
Gambar 4.3 Grafik C_p pada permukaan <i>airfoil</i> posisi $Z/s = 0.5$ tanpa <i>winglet</i> dan dengan whitcomb <i>winglet</i> pada (a) $\alpha = 0^\circ$, (b) $\alpha = 8^\circ$, (c) $\alpha = 12^\circ$, dan (d) $\alpha = 15^\circ$	56
Gambar 4.4 Koefisien <i>lift</i> hasil simulasi <i>plain airfoil</i> dan <i>airfoil</i> dengan whitcomb <i>winglet</i>	57

Gambar 4.5 Koefisien <i>skin friction</i> drag hasil simulasi <i>plain airfoil</i> dan <i>airfoil</i> dengan <i>whitcomb winglet</i>	59
Gambar 4.6 Koefisien <i>drag pressure</i> antara <i>plain airfoil</i> dan <i>airfoil</i> dengan <i>whitcomb winglet</i>	60
Gambar 4.7 Koefisien <i>Drag Total</i> Hasil Simulasi <i>Plain Airfoil</i> dan <i>Airfoil</i> dengan <i>Whitcomb Winglet</i>	61
Gambar 4.8 <i>Lift to drag</i> ratio antara <i>plain airfoil</i> dan <i>airfoil</i> dengan <i>whitcomb winglet</i>	62
Gambar 4.9 Kontur <i>vorticity magnitude</i> pada <i>trailing edge</i> (a) <i>airfoil</i> Eppler 562 tanpa <i>winglet</i> dan (b) dengan <i>whitcomb winglet</i>	65
Gambar 4.10 <i>Trailing vortex</i> pada <i>airfoil</i> Eppler 562 tanpa dan dengan <i>whitcomb winglet</i> pada sudut $\alpha=8^0$	66
Gambar 4.11 Kontur Tekanan di permukaan <i>airfoil</i> Eppler 562 tanpa <i>winglet</i> dan dengan <i>whitcomb winglet</i>	70
Gambar 4.12 Kontur tekanan pada <i>midspan</i> (a) <i>airfoil</i> Eppler 562 tanpa <i>winglet</i> dan (b) dengan <i>whitcomb winglet</i>	71
Gambar 4.13 Kontur kecepatan dan <i>Velocity Pathline</i> pada <i>midspan</i> dan daerah dekat <i>tip airfoil</i> Eppler 562	74

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 Kondisi Batas (Turanoğuz, 2014)	23
Tabel 3.1 Koordinat Profil <i>Airfoil</i> Eppler 562	29
Tabel 3.2 Spesifikasi Sayap.....	33
Tabel 3.3 Spesifikasi <i>Winglet</i>	33
Tabel 4.1 Analisis <i>grid independency</i> Eppler 562 3 Dimensi tanpa <i>winglet</i>	47

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

NOMENKLATUR

Simbol

C	<i>Chord length, mm</i>
C_D	<i>Drag coefficient</i>
C_{Df}	<i>Skin friction drag coefficient</i>
C_{Dp}	<i>Pressure drag coefficient</i>
C_L	<i>Lift coefficient</i>
C_L/ C_D	<i>Lift to drag ratio</i>
C_p	<i>Pressure coefficient</i>
S	<i>Airfoil span, mm</i>
Re	<i>Reynolds number</i>
u_∞	<i>Freestream velocity, m/s</i>
AR	<i>Aspect ratio</i>

Simbol Yunani

α	<i>Angle of attack, °</i>
μ	<i>Viscositas dinamik, Ns/m^2</i>
ρ	<i>Kerapatan udara, kg/m^3</i>

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB 1

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang Masalah

Sebuah pesawat dapat terbang jika memiliki gaya angkat (*lift*) yang dapat mengimbangi berat dari pesawat dan muatan di dalamnya. Sayap pesawat merupakan komponen pesawat berperan dalam menghasilkan gaya angkat untuk mempertahankan pesawat berada di udara. Perbedaan tekanan antara sayap sisi atas dan sisi bawah mengakibatkan adanya gaya angkat tersebut. Dibandingkan dengan bentuk *bluff body*, bentuk *streamline* pada sayap pesawat terbang memiliki gaya hambat yang relative lebih kecil, sehingga bentuk ini menjadi bentuk yang paling ideal dalam desain sebuah pesawat.

Salah satu faktor penting yang harus diperhatikan dalam membuat perancangan suatu sayap pesawat terbang adalah aspek rasio dari sayap pesawat. Aspek rasio dari pesawat terbang merupakan perbandingan antara panjang *span* terhadap *chord*. Semakin besar aspek rasio pada sayap pesawat terbang, maka koefisien *lift* pada pesawat terbang akan semakin besar dan koefisien *dragnya* akan semakin kecil (Abbott & von Doenhoff, 1959). Secara teori menunjukkan bahwa penggunaan sayap dengan panjang *span* yang tidak terhingga (*infinite wing*) merupakan desain sayap yang paling ideal karena memiliki gaya angkat yang paling besar dan gaya hambat yang paling kecil, tetapi pada kenyataannya tidak memungkinkan untuk membuat sayap dengan panjang yang tak terhingga. Oleh karena itu panjang sayap dibatasi dan dibuat dengan dimensi yang proporsional terhadap panjang *fuselage* pesawat.

Panjang *span* pesawat yang terbatas, membuat adanya separasi tiga dimensi pada aliran yang melewati sayap pesawat akibat dari interaksi antara dua *boundary layer* antara bagian *chord* sayap dan bagian *tip*. Separasi ini nanti nya akan membentuk aliran sekunder yang merugikan pada sayap pesawat karena mengurangi

luasan efektif pada sayap. Untuk mengatasi permasalahan ini, Frederik W. Lancaster melakukan penelitian di tahun 1897 dengan menambahkan plat datar pada bagian *tip* dari sayap untuk mengurangi dampak dari separasi tersebut. Penelitian ini kemudian dikembangkan kembali oleh William E. Sommerville di tahun 1910 dengan patennya yang sekarang dikenal sebagai *winglet*.

Winglet merupakan alat yang digunakan untuk meningkatkan efisiensi performa pesawat terbang dengan mengurangi gaya hambat yang dihasilkan oleh separasi tiga dimensi pada bagian ujung dari *chord* (Yates et al, 1986). *Winglet* merupakan bagian tambahan secara vertical pada *tip* dari sayap. Penelitian terdahulu dilakukan oleh Whitcomb (1976) dengan menambahkan sayap vertikal pada ujung sayap pesawat jenis KC-135A yang kemudian diuji secara eksperimen. Dari penelitian Whitcomb didapatkan hasil bahwa penggunaan *winglet* pada pesawat terbang berukuran *full size* dapat meningkatkan efisiensi bahan bakar sebesar 7%.

Weirman dan Jamey (2010) melakukan penelitian berupa simulasi numerik dan eksperimen mengenai performansi *Whitcomb winglet* dan *blended winglet* pada UAV. Simulasi yang dilakukan menggunakan open foam *software* yaitu Matlab dengan basis *Vortex Lattice Method* (VLM) Penelitian ini bertujuan untuk mengkalkulasikan property aerodinamik dari geometry *winglet* dan memilih desain *winglet* yang optimum untuk penggunaannya pada UAV. Penelitian Weirman menghasilkan kesimpulan berupa peningkatan koefisien *lift* (C_L) pada *whitcomb winglet* dan *blended winglet*, serta dapat memprediksikan meningkatnya daya tahan terbang pesawat pada sayap yang menggunakan *winglet*.

Penelitian mengenai *winglet* juga dilakukan oleh Turanoğuz (2014) berupa simulasi numerik pada pesawat UAV dengan penggunaan *winglet* pada sayap pesawat. Turanoğuz menggunakan tiga jenis *winglet* berupa *Hoerner winglet*, *shifted downstream winglet* dan *blended winglet*. Hasil yang didapatkan pada percobaan ini berupa penurunan *drag* pada sayap pesawat

yang menggunakan *winglet* dibandingkan dengan sayap tanpa *winglet*.

Penelitian yang telah disebutkan tersebut membuahkan pemikiran untuk melakukan penelitian tentang karakteristik aliran fluida pada sayap pesawat dengan tipe *airfoil* Eppler 562 yang dikombinasikan dengan *winglet* berjenis Whitcomb *winglet*, dimana sudut serang pada *airfoil* menjadi variabel yang dapat divariasikan pada penelitian ini. Penelitian secara numerik ini dilakukan menggunakan metode *Computational Fluid Dynamics* (CFD) yang didasarkan pada kelebihan penggunaan simulasi ini yaitu dapat meninjau aliran fluida secara makroskopis. Penelitian ini diharapkan dapat memberikan hasil aliran fluida secara akurat dan dapat meningkatkan performa sayap bila disandingkan dengan sayap tanpa *winglet* (*plain airfoil*). Peningkatan performa ini berupa peningkatan gaya *lift* dan penurunan gaya *drag* pada sudut serang yang sama.

1.2 Perumusan Masalah

Panjang sayap yang terbatas mengakibatkan adanya aliran tiga dimensi yang terjadi pada bagian *tip* sayap yang diakibatkan oleh perbedaan tekanan pada permukaan sisi atas sayap dan sisi bawah sayap. Aliran ini mengakibatkan munculnya *vortex* atau biasa disebut dengan *tip vortex*. *Tip vortex* mengakibatkan kerugian pada performansi pesawat yang berupa menurunnya luasan efektif yang mampu menghasilkan gaya angkat dan bertambahnya koefisien *drag* pada pesawat. Pada penelitian sebelumnya telah dilakukan penambahan plat datar atau *winglet* yang ditujukan untuk mengurangi pengaruh dari *tip vortex* sehingga mampu meningkatkan performa sayap.

1.3 Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui pengaruh dari sudut serang dan penggunaan Whitcomb *winglet* pada *cant angle* 90° yang nantinya data tersebut akan digunakan untuk menentukan bagaimana performa sayap dengan menggunakan *winglet* dan tanpa *winglet*.

Parameter yang akan ditinjau berupa:

1. *Lift coefficient (C_L)*
2. *Drag coefficient (C_D)*
3. *Lift to Drag Ratio (C_L/C_D)*

Visualisasi aliran di sekitar *airfoil*:

1. Kontur tekanan
2. Velocity Pathline
3. *Tip vortex dan trailing vortex*

1.4 Batasan Masalah

Dikarenakan terbatasnya alat uji yang tersedia, maka untuk membuat penelitian ini menghasilkan data yang lebih spesifik, diberikan batasan seperti berikut ini:

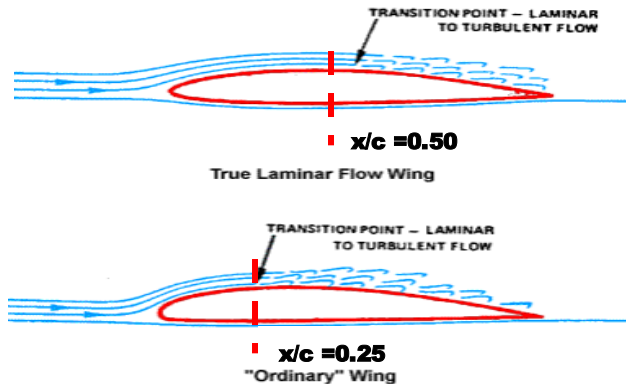
1. Struktur sayap akan menggunakan *airfoil* jenis Eppler 562 dan plat datar pada bagian *winglet*.
2. Fluida kerja yang digunakan adalah udara yang mengalir secara *unsteady flow (transient)*, *incompressible*, dan *viscous* pada aliran *freestream inlet*.
3. Simulasi dilakukan pada kondisi adiabatik.
4. Analisa kekuatan material tidak dilakukan.
5. *Airfoil* diasumsikan sebagai rigid body.

BAB 2

DASAR TEORI

2.1 Laminar Airfoil

Laminar flow *airfoil* dikembangkan dengan tujuan untuk membuat sebuah pesawat terbang dapat terbang lebih cepat. *Airfoil* ini biasanya lebih *tipis* dibandingkan dengan *airfoil* konvensional, memiliki bentuk *leading edge* yang lebih tajam dan permukaan atas dan bawahnya hampir simetris. Perbedaan paling besar diantara laminar *airfoil* dengan *airfoil* konvensional dapat dilihat pada gambar 2.1 yaitu bagian paling tebal dari laminar *airfoil* terdapat pada 50% *chord* sedangkan pada *airfoil* konvensional bagian paling tebalnya terdapat pada 25% *chord*.



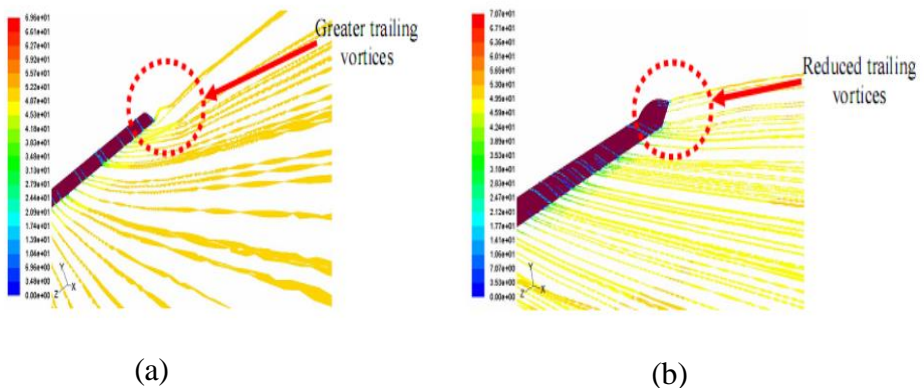
Gambar 2.1 Laminar flow *airfoil* dengan *airfoil* konvensional (<http://www.allstar.fiu.edu>, 2017)

Manfaat dari penggunaan laminar *airfoil* dalam desain sebuah sayap yaitu dapat mempertahankan aliran laminar udara sepanjang *airfoil* dengan persentase *chord* yang lebih besar dan dapat mengatur titik transisi aliran. Pada laminar *airfoil*, aliran menggunakan energi yang lebih sedikit dalam melewati permukaan *airfoil* sehingga peristiwa tersebut menghasilkan *drag* yang lebih sedikit pada laminar *airfoil*. Distribusi tekanan pada laminar flow *airfoil* juga jauh lebih banyak karena permukaan dari

camber pada *leading edge* sampai titik *camber* maksimum lebih bertahap dibandingkan *airfoil* konvensional. Namun pada saat *stall*, titik transisi bergerak secara cepat menuju *leading edge* sehingga sayap akan secara cepat kehilangan gaya angkat.

2.2 Winglet

Winglet merupakan bagian tambahan berupa penampang vertikal yang berada pada ujung sayap pesawat Tujuan dari adanya *winglet* adalah untuk mengurangi *vortex* pada bagian ujung sayap pesawat (*tip vortex* dan *trailing vortex*) yang terbentuk dari perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah dari sayap pesawat terbang. Perbedaan *trailing vortex* pada sayap tanpa *winglet* dengan yang menggunakan *winglet*, dapat dilihat pada gambar 2.2. Dengan berkurangnya *vortex* pada ujung sayap, diharapkan *winglet* dapat meningkatkan performa pesawat terbang berupa meningkatnya efisiensi bahan bakar dan jarak tempuh pesawat.



Gambar 2.2 *Pathlines* yang menunjukkan *trailing vortex* pada sayap tanpa *winglet* (a) dan dengan *winglet* (b) (Azlin et al., 2011)

2.2.1 Whitcomb Winglet

Whitcomb (1976) melakukan penelitian di NASA Langley Research Center dan mengembangkan konsep dari teknologi *Winglet*. Whitcomb melakukan eksperimen dengan *winglet* buatannya seperti pada gambar 2.3 yang dipasangkan pada sayap pesawat KC – 135A dengan menggunakan *wind tunnel* yang diatur pada *Mach Number* 0.78. Tidak hanya menguji performansi pesawat menggunakan *winglet*, Whitcomb juga melakukan uji coba dengan menambahkan panjang sayap untuk dijadikan pembanding daripada pesawat yang menggunakan *winglet*. Hasil yang didapat pada percobaan Whitcomb adalah pada *Mach number* 0.78, penambahan *winglet* mereduksi *induced drag* sebanyak 20 persen dan meningkatkan *lift to drag ratio* sebesar 9 persen. Peningkatan dari *lift to drag ratio* ini dua kali lebih baik dibandingkan dengan menambah panjang sayap pesawat.

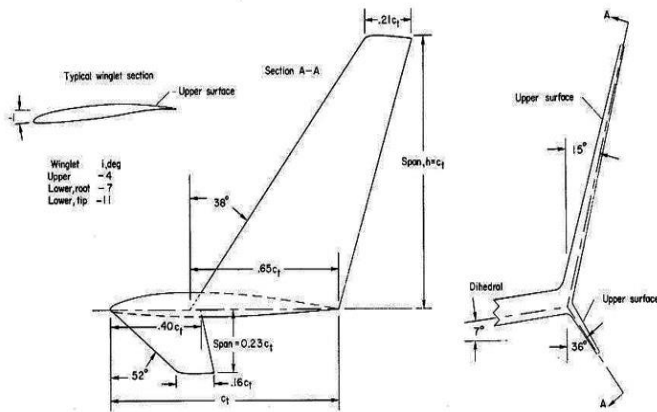


Figure 3.- Winglets.

Gambar 2.3 Whitcomb Winglet (Whitcomb, 1976)

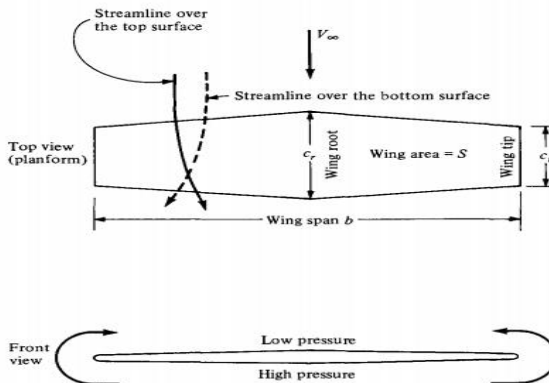
2.3 Aliran pada Sayap 3D

Sebuah *airfoil* 2 dimensi dapat dikatakan sebagai sayap dengan panjang *span* tak terhingga, dengan lokasi *spanwise* yang identik. Sebaliknya, *airfoil* 3 dimensi dikatakan sebagai sayap

dengan panjang *span* terbatas (*finite-span wing*) dikarenakan adanya bagian *tip* yang mengakibatkan munculnya aliran sepanjang *span* (*spanwise flow*) dan beberapa fenomena lainnya yang mempengaruhi aliran yang melewati *airfoil*.

2.3.1 *Spanwise Flow*

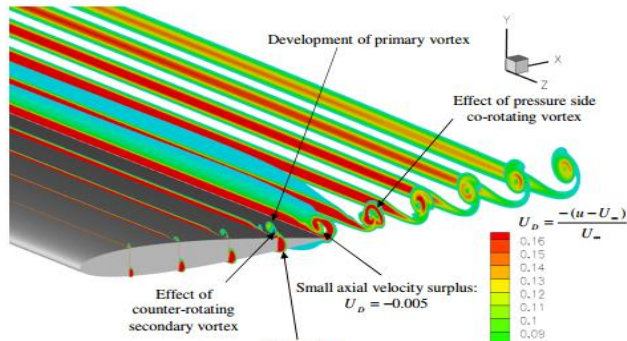
Permukaan streamline pada *airfoil* menyebabkan adanya perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah *airfoil* dimana tekanan pada permukaan bawah *airfoil* lebih besar dibandingkan permukaan atas pada *airfoil*. Perbedaan tekanan ini terjadi sepanjang *span* dari *airfoil*. Namun, pada bagian *wingtip* perbedaan tekanan ini mengakibatkan adanya aliran fluida pada permukaan bawah sayap naik ke permukaan atas *airfoil* menyebabkan aliran yang menuju ke arah *span* (*spanwise flow*). Partikel fluida yang mendekati bagian *wingtip* pada permukaan atas akan dipengaruhi oleh gradient tekanan ke arah *span* yang mengakibatkan aliran akan berputar menuju titik pusat sayap. Sebaliknya pada aliran fluida yang mengalir pada permukaan bawah sayap akan berputar menjauhi titik pusat dari sayap. Partikel yang dekat dengan *tip* akan cenderung untuk mengalir pada bagian *tip* dari permukaan bawah ke permukaan atas. Pada gambar 2.4 menunjukkan ilustrasi terbentuknya *spanwise flow*.



Gambar 2.4 Spanwise Flow (Anderson, 2001)

2.3.2 Trailing Vortex

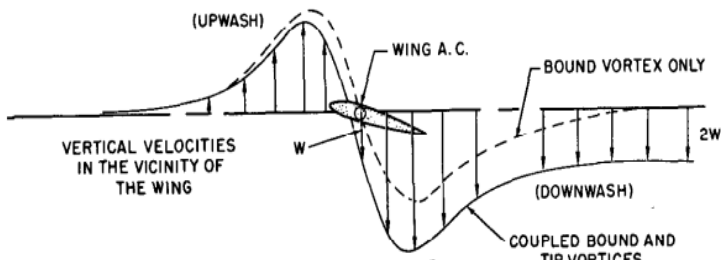
Aliran yang berputar pada bagian *tip* akan membentuk *vortex* yang dinamakan *tip vortex*, dimana *vortex* yang dipengaruhi oleh aliran downstream akan membentuk *trailing vortex*. Gambar 2.5 menunjukkan *trailing vortex* dan *tip vortex* pada bagian *wingtip*.



Gambar 2.5 *Trailing Vortex* pada bagian *wingtip* (Wells, 2009)

2.3.3 Downwash

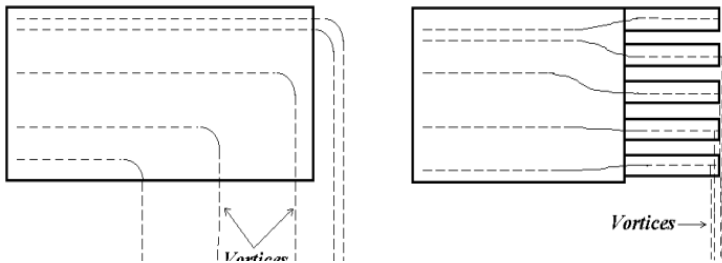
Medan kecepatan yang berkaitan dengan *trailing vortex* sebagian besar memiliki arah yang berlawanan dengan arah *lift* dan terletak tepat di belakang sayap pesawat. *Downwash* pada aliran fluida menghasilkan momentum yang memiliki arah berlawanan dengan gaya *lift* tepat di belakang sayap. Gambar 2.6 dibawah ini merupakan ilustrasi *downwash* pada sayap pesawat.



Gambar 2.6 *Downwash* pada sayap pesawat akibat *tip vortex* (Hurt, Jr., 1965)

2.3.4 Aliran pada *airfoil* 3 D menggunakan *winglet*

Pada *airfoil* menggunakan *winglet*, aliran pada bagian *wingtip* akan terbatas oleh permukaan *winglet*, sehingga aliran ke arah *span* akan berkurang. Berkurangnya aliran ke arah *span* mengakibatkan partikel fluida yang membentuk *vortex* ke arah pusat sayap menjadi berkurang. Fenomena ini mengakibatkan meningkatnya luasan efektif sebagai luasan pementuk gaya *lift* sehingga pada sayap dengan menggunakan *winglet* akan terjadi peningkatan C_L dan berkurangnya C_D akibat dari induced *drag*. Pada gambar 2.7 terlihat bagaimana pengaruh *winglet* (jenis *wing grid*) terhadap karakteristik aliran yang melewati *airfoil*.



Gambar 2.7 *Vortex shedding* pada sayap tanpa *winglet* dan dengan *winglet* (Bennett, 2001)

2.4 Incompressible Flow
Incompressible flow merupakan aliran dimana masa jenis fluida konstan di seluruh aliran. Asumsi ini digunakan jika perubahan masa jenis aliran fluida kurang dari 5%. Kompresibilitas untuk aliran gas dapat dinyatakan dengan bilangan *Mach*, yaitu:

$$M = \frac{V}{C} \quad (2.1)$$

dimana

M : bilangan *Mach*

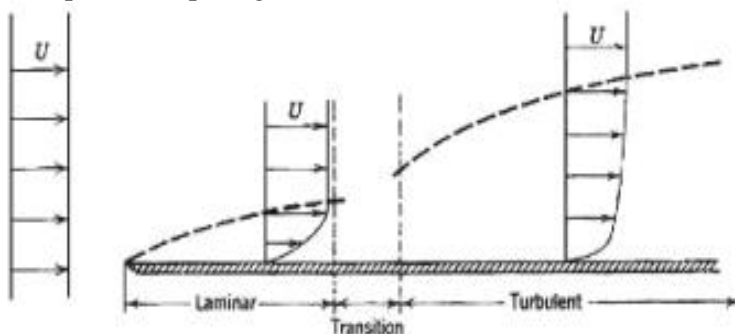
V : kecepatan aliran

C : kecepatan suara lokal.

Bila $M < 0.3$ aliran dikategorikan sebagai aliran Inkompresibel, sedangkan bila $M > 0.3$ aliran dikategorikan sebagai aliran kompresibel.

2.5 Boundary layer

Boundary layer merupakan lapisan tipis di atas bidang aliran dimana di dalamnya terjadi distribusi kecepatan karena adanya pengaruh tegangan geser. Daerah di dalam *boundary layer* merupakan daerah *viscous* yang masih terpengaruh efek viskositas, sedangkan di luar *boundary layer* pengaruh viskositas sangat kecil sehingga dapat diberlakukan sebagai *inviscid flow*. *Boundary layer* dapat terjadi karena adanya pengaruh viskositas aliran yang mengalir di atas bidang aliran sehingga terjadi distribusi kecepatan. Konsep *boundary layer* ini pertama kali diperkenalkan oleh Ludwig Prandtl pada tahun 1904. Menurut Prandtl, daerah aliran yang terjadi di sekitar solid surface dibagi menjadi dua daerah, yaitu daerah di dalam *boundary layer* dimana masih terpengaruh adanya tegangan geser dan daerah di luar *boundary layer* dimana efek viskositas sudah tidak berpengaruh (*inviscid core*). Apabila ditinjau dari regime aliran, *boundary layer* ini dapat dibedakan menjadi dua bagian yaitu laminar *boundary layer* dan turbulent *boundary layer*. Di dalam aliran *boundary layer*, proses peralihan dari *boundary layer* laminar ke turbulen disebut sebagai keadaan transisi. Faktor yang mempengaruhi lamanya proses transisi adalah gradien tekanan, kekasaran permukaan, gaya bodi dan gangguan aliran bebas. Proses pembentukan lapisan batas di atas sebuah plat datar dapat dilihat pada gambar 2.8.



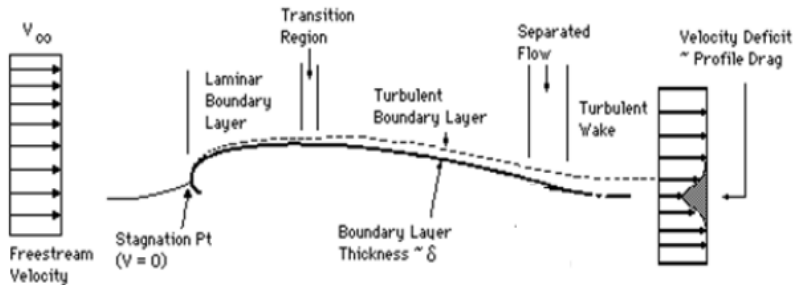
Gambar 2.8 *Boundary layer* laminar dan turbulen sepanjang pelat datar (Fox, et al, 2011)

Ketika aliran melintasi pelat datar, partikel-partikel fluida yang cukup dekat terhadap pelat terhambat oleh adanya tegangan geser. Lapisan batas menebal searah dengan aliran. Begitu lapisan batas mulai menebal, ketidakstabilan pun terjadi dan mengakibatkan percampuran partikel (gerak acak) dan pertukaran momentum dalam fluida hingga menyebabkan terbentuknya lapisan batas turbulen. Pada lapisan batas turbulen, profil kecepatan yang terbentuk lebih tebal (gemuk) dengan gradien kecepatan di permukaan pelat dan tegangan gesernya lebih tinggi daripada kondisi laminar maupun transisi.

2.5.1 Boundary layer Pada Permukaan Airfoil

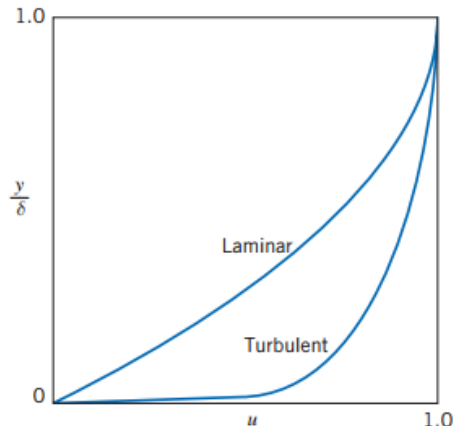
Pada Aliran fluida yang mengalir pada permukaan *airfoil*, akan terbentuk *boundary layer* laminar pada bagian dekat *leading edge*. Pada daerah dekat *leading edge* aliran mempunyai kecepatan relatif rendah atau fluidanya sangat *viscous*. Adanya gangguan yang mungkin dialami oleh aliran akibat getaran dan ketidakrataan permukaan batas tersebut masih dapat diredam oleh fluida. Sehingga *boundary layer* masih berbentuk laminar. Semakin jauh dari *leading edge* gangguan akibat viskositas dan *shear stress* yang diterima fluida semakin besar, sehingga aliran akan mengalami kondisi transisi sebelum akhirnya berubah menjadi *turbulent boundary layer*. Pada daerah turbulen, kecepatan aliran sangat tinggi sehingga pengangkutan massa serta momentum fluidanya semakin besar. Selain daerah laminar dan turbulen, pada aliran fluida yang melintasi *airfoil* juga terbentuk daerah stagnasi. Daerah stagnasi terjadi di titik *leading edge* dimana pada daerah tersebut fluida menabrak permukaan *airfoil*. Pada daerah stagnasi kecepatan fluida bernilai nol dan memiliki tekanan sangat tinggi. Separasi merupakan daerah yang muncul akibat adanya *adverse pressure gradient*, dimana kecepatan aliran fluida semakin turun dan semakin meningkatnya tekanan fluida. Hal ini menyebabkan adanya aliran *backward* pada permukaan *airfoil*. Separasi

menyebabkan adanya ruang kosong pada aliran fluida dan disebut dengan *wake area*.



Gambar 2.9 *Boundary layer* pada *airfoil* (Anderson, 2001)

Pada *airfoil*, tekanan dan kecepatan yang dimiliki oleh aliran berubah di sepanjang permukaan *airfoil*. Pada umumnya pada *leading edge* dari suatu permukaan, lapis batas yang terbentuk adalah laminar. Seiring dengan pertumbuhan lapis batas, akan terjadi transisi dari lapis batas laminar menjadi lapis batas turbulen (gambar 2.9). Perbedaan yang mendasar antara aliran laminar dan turbulen adalah bahwa gerak olakan acak pada aliran turbulen jauh lebih efektif dalam pengangkutan massa serta momentum fluidanya daripada gerak molekulnya. Kondisi aliran yang laminar dan turbulen ini dapat dinyatakan dengan bilangan Reynolds. Bila diamati secara visual, perbedaan antara aliran laminar dan turbulen adalah profil kecepatan aliran turbulen lebih landai di daerah dekat dinding daripada profil kecepatan aliran laminar (gambar 2.10).



Gambar 2.10 Profil Kecepatan Laminar dan Turbulen
(Fox et al., 2011)

2.5.2 Karakteristik *Boundary layer*

Karakteristik *boundary layer* yang terbentuk dapat dinyatakan dengan besaran-besaran sebagai berikut:

a) *Disturbance Thickness* (δ)

Disturbance thickness atau juga disebut sebagai ketebalan lapis batas didefinisikan sebagai jarak normal yang diukur dari permukaan benda padat hingga suatu titik dimana kecepatan aliran adalah 0.99 kali kecepatan *freestream*. Karena profil kecepatan berkembang secara halus dan asimtotik terhadap *freestream* maka ketebalan lapis batas sulit diukur secara tepat.

b) *Displacement Thickness* (δ^*)

Gaya-gaya *viscous* yang menghambat aliran dalam *boundary layer* menyebabkan laju alir massa dengan adanya lapis batas lebih sedikit daripada laju alir massa tanpa adanya lapis batas. *Displacement thickness* (δ^*) adalah jarak dimana batas permukaan harus dipindahkan secara imajiner dalam aliran tanpa gesekan sehingga memberikan laju alir massa yang setara dengan penurunan laju alir massa yang terjadi akibat adanya lapis batas dan dinyatakan dengan persamaan sebagai berikut:

$$\delta^* = \int_0^\delta \left(1 - \frac{u}{u_\infty}\right) dy \quad (2.2)$$

c) *Momentum Thickness* (θ)

Sifat gaya-gaya *viscous* yang menghambat aliran dalam lapis batas juga mengakibatkan pengurangan fluks momentum jika dibandingkan dengan aliran *inviscid*. *Momentum thickness* (θ) didefinisikan sebagai ketebalan dari suatu lapisan fluida dengan kecepatan U_∞ dimana fluks momentumnya sama dengan pengurangan fluks momentum melalui lapis batas dan dinyatakan dengan persamaan sebagai berikut:

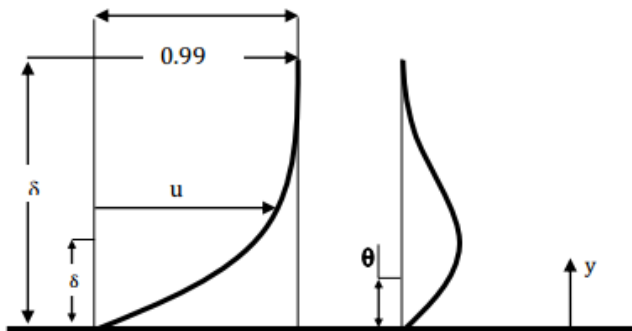
$$\theta = \int_0^\delta \frac{u}{U_\infty} \left(1 - \frac{u}{U_\infty}\right) dy \quad (2.3)$$

d) *Shape Factor* (H)

Shape factor adalah perbandingan antara *displacement thickness* dengan *momentum thickness* dan dinyatakan dengan persamaan sebagai berikut:

$$H = \frac{\delta^*}{\theta} \quad (2.4)$$

Definisi *disturbance thickness*, *displacement thickness* dan *momentum thickness* dapat diilustrasikan seperti gambar 2.11.



Gambar 2.11 Definisi ketebalan *boundary layer*, *displacement thickness* dan *momentum thickness* (Fox et

2.6 Koefisien Tekanan

Pada fluida yang mengalir pada permukaan benda akan terjadi distribusi tekanan pada sepanjang aliran. Distribusi tekanan yang terjadi pada kontur benda bisa dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yang disebut koefisien tekanan (C_p). Koefisien tekanan adalah selisih antara tekanan statis pada suatu titik dan tekanan statis *freestream* dibagi dengan tekanan dinamis. Koefisien tekanan juga disebut sebagai *Euler number* yang merupakan perbandingan antara gaya tekan dengan gaya inersia fluida. Dibawah ini merupakan perumusan dari koefisien tekanan pada *airfoil*.

$$C_p = \frac{p_c - p_\infty}{0.5 \rho V_\infty^2} \quad (2.6)$$

dimana:

C_p : koefisien tekanan

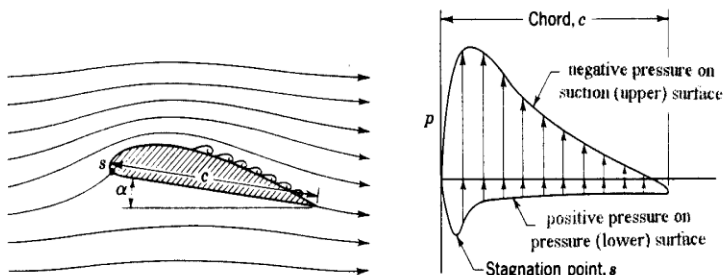
p_c : tekanan statis di titik tertentu pada kontur

p_∞ : tekanan statis *freestream*

ρ : massa jenis fluida

V_∞ : kecepatan *freestream*

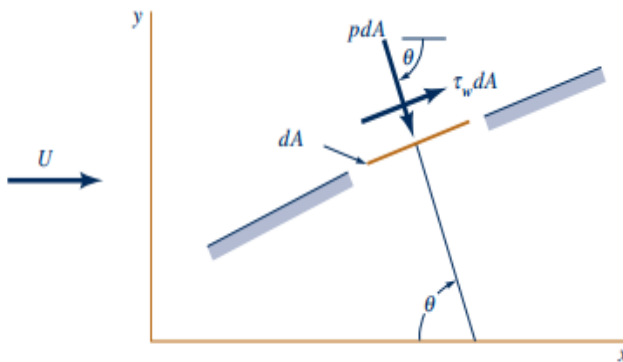
Pada gambar 2.12 terlihat distribusi tekanan pada suatu *airfoil* sepanjang *chord*. Tekanan negative menyelimuti sisi atas dari *airfoil*, sedangkan tekanan positif menyelimuti sisi bawah dari *airfoil*. Fenomena tersebut mengakibatkan aliran bergerak dari sisi bawah *airfoil* ke sisi atas *airfoil* dimana hal tersebut menyebabkan adanya gaya angkat (*lift*) pada *airfoil*.



Gambar 2.12 Distribusi koefisien tekanan pada *airfoil*
(www.me.metu.edu.tr, 2017)

2.7 Lift coefficient, Drag Coefficient, dan Pitching Moment Coefficient

Permukaan padat yang dilalui oleh aliran fluida akan mengalami gaya-gaya akibat interaksi dengan fluida. Dengan tinjauan secara dua dimensi, gaya yang ditimbulkan diantaranya adalah gaya normal yang terjadi akibat adanya tekanan fluida dan gaya geser akibat dari viskositas fluida. Pada aliran dua dimensi, gaya yang arahnya sejajar dengan aliran fluida disebut gaya hambat (*drag force*), sedangkan gaya-gaya yang tegak lurus dengan arah aliran disebut dengan gaya angkat (*lift force*). Gaya hambat yang terjadi dapat berupa *skin friction drag* (F_{Df}) dan *pressure drag* (F_{Dp}). *Skin friction drag* (F_{Df}) adalah gaya hambat yang menyinggung permukaan secara tangensial dan timbul akibat adanya tegangan geser antara fluida dengan permukaan benda. *Pressure drag* (F_{Dp}) merupakan gaya hambat yang arahnya tegak lurus terhadap permukaan benda dan timbul karena adanya tekanan fluida. Pada gambar 2.13 terdapat *Profile drag* (gaya hambat total) yang merupakan resultan antara *skin friction drag* dengan *pressure drag*.



Gambar 2.13 *Profile drag* (Munson et al., 2013)

Resultan dari gaya akan menghasilkan komponen gaya-gaya sebagai berikut:

$$dF_x = (pdA)\cos \theta + (\tau dA)\sin \theta \quad (2.7)$$

$$dF_y = -(pdA)\sin \theta + (\tau dA)\cos \theta \quad (2.8)$$

Komponen gaya ke arah sumbu-x adalah gaya *drag* dan komponen gaya ke arah sumbu-y adalah gaya *lift*. Gaya *drag* yang terbentuk dapat didefinisikan sebagai berikut:

$$F_D = F_{Df} + F_{Dp} \quad (2.9)$$

$$F_D = \int \cos \theta (pdA) + \int \sin \theta (\tau dA) \quad (2.10)$$

Drag force dapat dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yaitu koefisien *drag* yang merupakan total tegangan akibat gaya *drag* dibagi dengan tekanan dinamis *freestream* atau:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 c s} \quad (2.11)$$

Koefisien *drag* (C_D) diperoleh dengan mengintegrasikan distribusi tekanan sepanjang permukaan benda dengan persamaan sebagai berikut:

$$C_D = \frac{1}{2} \int_0^{2\pi} C_p(\theta) \cos(\theta) d\theta \quad (2.12)$$

Perbedaan kecepatan fluida yang mengalir pada sisi atas dan sisi bawah dari suatu benda dapat menyebabkan terjadinya perbedaan tekanan yang dapat menimbulkan terjadinya gaya angkat pada *airfoil*. Gaya *lift* merupakan komponen gaya yang tegak lurus terhadap aliran *freestream*. Adapun koefisien *lift* (C_L) dapat ditunjukkan dari persamaan berikut:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 c s} \quad (2.13)$$

$$C_L = -\frac{1}{2} \int_0^{2\pi} C_P(\theta) \cos(\theta) d\theta \quad (2.14)$$

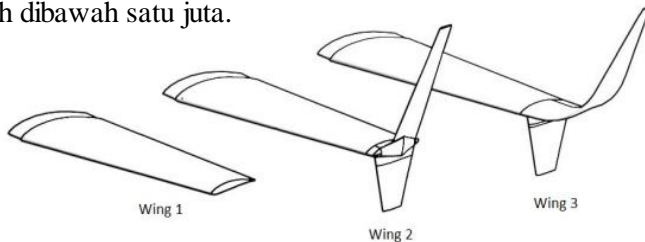
Gaya angkat dan gaya hambat yang diterima *airfoil* dapat diakumulasikan pada suatu titik tangkap gaya. Gaya – gaya tersebut akan mengakibatkan momen puntir (M) pada *arfoil* di suatu sumbu momen. Sumbu momen ini disebut *aerodynamic center* dimana letak nya berada di 25 persen *chord* diukur dari *leading edge*. *Pitching moment coefficient* merupakan bilangan tak berdimensi sebagai berikut:

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c s} \quad (2.15)$$

2.8 Penelitian Terdahulu

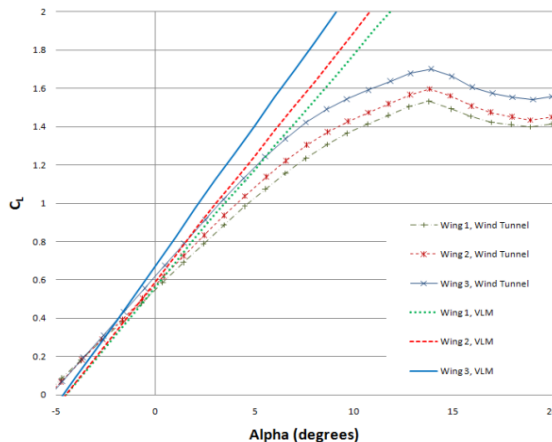
2.8.1 Penelitian Mengenai Whitcomb Winglet

Weirman dan Jamey (2010) melakukan penelitian berupa simulasi numerik mengenai performansi *Whitcomb winglet* dan *Blended winglet* pada UAV. Simulasi yang dilakukan menggunakan Matlab dengan basis *Vortex Lattice Method* (VLM). Penelitian ini bertujuan untuk mengkalkulasikan properti aerodinamik dari geometry *winglet* dan memilih desain *winglet* yang optimum untuk penggunaannya pada UAV. *Airfoil* yang digunakan pada simulasi ini adalah Eppler 396 dengan kondisi pengujian yaitu kecepatan udara sebesar 65 knots pada ketinggian 10.000 ft. Reynolds Number yang digunakan pada simulasi ini adalah dibawah satu juta.



Gambar 2.14 Konfigurasi sayap dengan dan tanpa *winglet* (Weirman dan Jamey, 2010)

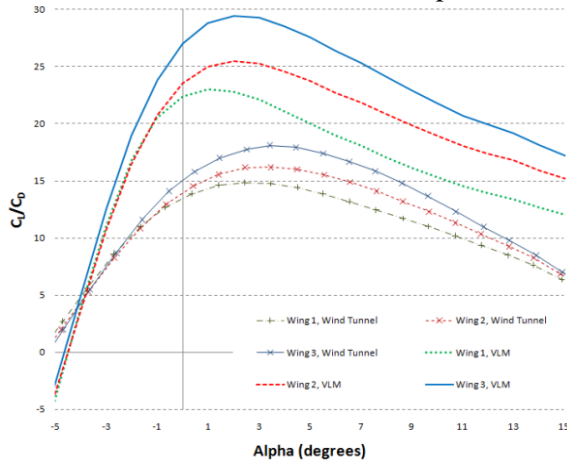
Desain sayap yang terlihat pada gambar 2.14 menunjukkan bahwa pada percobaan Weirman mempunyai tiga variasi geometry yang digunakan. *Wing 1* merupakan sayap tanpa menggunakan *winglet*, *Wing 2* sayap yang menggunakan Whitcomb *winglet*, dan *Wing 3* sayap yang memiliki bagian *lower winglet* yang lurus dan *blended upper winglet*. Ketiga sayap ini nantinya akan dibandingkan bagaimana performa dari parameter aerodinamik yaitu berupa *lift coefficient* (C_L), *drag coefficient* (C_D) yang nantinya akan dibandingkan dengan sudut serang yang bervariasi dari -10° sampai 15° . Hasil yang didapatkan pada simulasi menggunakan VLM akan dibandingkan dengan hasil yang didapat dari percobaan menggunakan *wind tunnel*.



Gambar 2.15 Perbandingan C_L VLM model dengan C_L wind tunnel (Weirman dan Jamey, 2010)

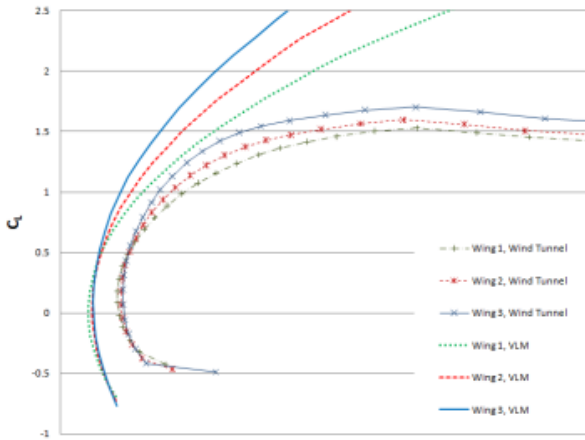
Gambar 2.15 menunjukkan perbandingan *lift coefficient* dengan model VLM dan pengujian dengan *wind tunnel*. Pada grafik tersebut hasil dari VLM tidak terjadi penurunan atau *stall*, dikarenakan kalkulasi yang dilakukan VLM pada simulasi ini hanya secara *inviscid* sehingga tidak adanya daerah *viscous* pada kalkulasi VLM yang mengakibatkan sayap mengalami *stall* seperti pada percobaan menggunakan *wind tunnel*. Hal ini juga terjadi

dikarenakan Weirman tidak memiliki prediksi *drag* yang terjadi pada kondisi penerbangan tersebut. Namun jika data tersebut tersedia, maka basis kalkulasi dari *VLM* dapat dimodifikasi.



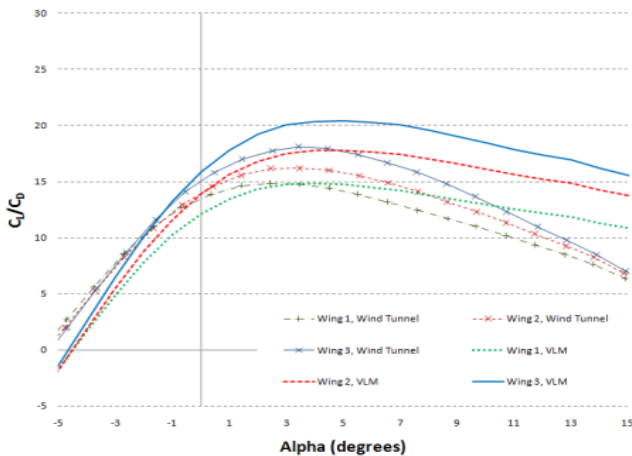
Gambar 2.16 C_L/C_D vs α (Weirman dan Jamey, 2010)

Pada gambar 2.16 menunjukkan perbandingan C_L/C_D pada simulasi *VLM* dengan pengujian menggunakan *wind tunnel*. Kurva pada *VLM* jauh lebih besar dibandingkan dengan *wind tunnel* dikarenakan operasi pada *VLM* hanya pada daerah *inviscid*, sehingga pada *VLM*, *viscous drag*nya tidak terkalkulasi. Namun keduanya memiliki tren grafik yang sama.



Gambar 2.17 C_L vs C_D (Weirman dan Jamey, 2010)

Gambar 2.17 menunjukkan hasil dari *wind tunnel* dan *VLM*. Tren grafik yang didapat diantara perbedaan jenis sayap memiliki kesamaan, namun simulasi menggunakan *VLM* menunjukkan hasil yang lebih besar dikarenakan kalkulasi *VLM* yang hanya pada daerah *invisci*



Gambar 2.18 C_L/C_D vs α dengan C_D pada *VLM* menggunakan C_D pada *wind tunnel* (Weirman dan Jamey, 2010)

Pada Gambar 2.18, untuk simulasi menggunakan *VLM*, nilai C_D yang digunakan diubah dengan nilai C_D pada pengujian *wind tunnel*, sehingga memiliki hasil yang mendekati terhadap prediksi *wind tunnel*.

Pada konfigurasi *wing 2 (Whitcomb winglet)* diprediksikan menggunakan *VLM* bahwa pesawat *UAV* dapat terbang dengan tambahan jarak sebesar 14.49% dan 31.85% dengan menggunakan konfigurasi *wing 3 (blended winglet)*. *VLM* memprediksi bahwa menggunakan *Whitcomb winglet* dapat meningkatkan daya tahan sebesar 24.55 %, sedangkan menggunakan *blended winglet*, daya tahan meningkat hingga 22.21%.

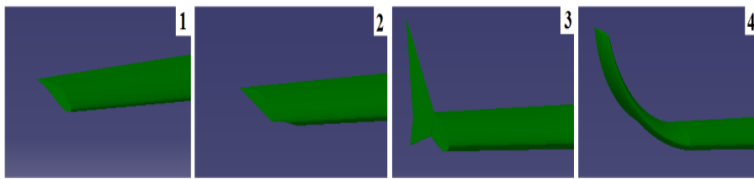
2.8.2 Penelitian Mengenai *Airfoil Eppler 562* dengan *Winglet*

Turanoğuz (2014) melakukan simulasi numerik pada *airfoil* Eppler 562 dengan memberikan variasi berupa penambahan *winglet* pada bagian *tip* sayap dan juga sudut serang dari *airfoil*. Turanoğuz membandingkan tiga jenis *winglet* (gambar 2.19) pada penelitian ini, yaitu *Horner winglet*, *shifted downstream winglet* dan *blended winglet*. Penelitian numerik ini dilakukan dengan metode *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dengan menggunakan *software* ANSYS 14.5. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mendapatkan parameter aerodinamik berupa koefisien *lift*, koefisien *drag* dan koefisien tekanan dari konfigurasi *winglet* yang sudah ditentukan. Parameter batas yang ditentukan oleh Turanoğuz adalah sebagai berikut pada tabel 2.1

Tabel 2.1 Kondisi Batas (Turanoğuz, 2014)

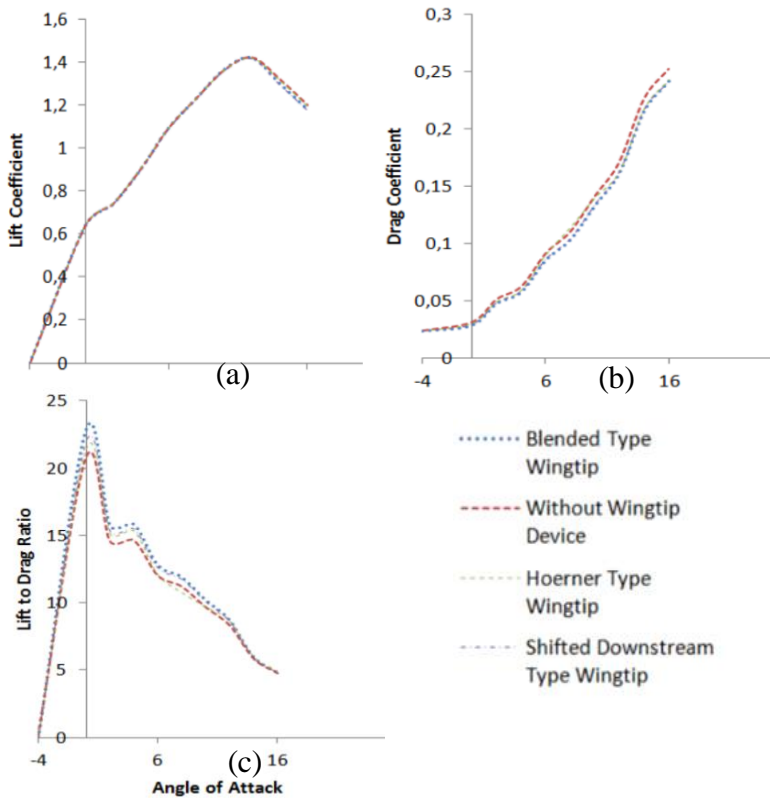
Boundary	Name	Value
Velocity Inlet	Velocity	45 m/s
	Temperature	300 K
	Turbulence Intensity	0.5
	Hydraulic Diameter	66.66 m

<i>Pressure Outlet</i>	<i>Gauge Pressure</i>	0 Pa
	Temperature	300 K
	Turbulence Intensity	0.5
	Hydraulic Diameter	66.66 m
Symmetry		



Gambar 2.19 Geometry *Winglet* dan Tanpa *Winglet*
(Turanoguz, 2014)

Pada perbandingan performa aerodinamika yang dilakukan oleh Turanoğuz, didapatkan hasil seperti gambar 2.20. Pada gambar 2.20 terdapat 3 grafik yang terdiri dari grafik koefisien *lift* (a), grafik koefisien *drag* (b) dan *lift to drag ratio* (c). Dari grafik koefisien *lift* pada penelitian Turanoğuz didapatkan bahwa *blended winglet* merupakan yang paling efektif dikarenakan adanya peningkatan koefisien *lift* dibandingkan dengan *airfoil* tanpa *winglet*, begitu pula untuk *Shifted Downstream winglet*. Namun untuk *Hoerner winglet* peningkatan koefisien *lift* tidak sebesar pada *blended* dan *shifted downstream winglet*. Pada grafik koefisien *drag* *blended winglet* juga memiliki nilai koefisien *drag* yang lebih rendah dibandingkan dengan konfigurasi lainnya, oleh karena itu *blended winglet* memiliki perbandingan *lift to drag ratio* yang lebih tinggi dibandingkan variasi lain, disusul dengan *shifted downstream winglet* dan *hoerner winglet*.



Gambar 2.20 C_L , C_D dan C_L/C_D pada sayap dengan *winglet* dan tanpa *winglet* (Turanoğuz, 2014)

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB 3

METODE PENELITIAN

Penelitian secara numerik dilakukan dengan menggunakan metode *Computational Fluid Dynamics (CFD)* dengan *software Ansys 14.5* dan dengan *software Solidworks 2014* untuk membuat geometri sayap yang berupa *airfoil* dengan tambahan *whitcomb winglet* (gambar 3.2) pada bagian *tip* dari sayap. Secara umum ada tiga tahapan utama yang perlu dilakukan, antara lain: *Pre-processing*, *solving* dan *post-processing*.

Model yang digunakan dalam simulasi numerik ini adalah benda uji yaitu *airfoil* dengan tambahan *Whitcomb winglet*. Kecepatan aliran udara bebas (*freestream*) yang digunakan sebesar 10m/s dan pada sudut serang (*angle of attack*) dari 0°, 8°, 12° dan 15°

3.1 Pemilihan Airfoil

Airfoil adalah suatu struktur aerodinamik yang dirancang untuk menghasilkan gaya – gaya aerodinamik ketika bergerak melewati suatu fluida seperti udara. Berdasarkan geometrinya, *airfoil* diklasifikasikan menjadi *symmetry airfoil* dan *asymmetry airfoil*. Pada studi numerik ini *airfoil* yang digunakan merupakan *asymmetry airfoil* dengan tipe *Eppler 562*. *Airfoil Eppler 562* memiliki spesifikasi spesifikasi maximum thickness 15% pada 27,6% chord dan maximum chamber 4% pada 50,8% chord. *Airfoil Eppler 562* biasa digunakan pada pesawat tanpa awak atau *unmanned aerial vehicle (UAV)* atau *sailplane/glider*. Penggunaan *airfoil Eppler 562* dalam studi ini didasari pada penelitian Turanoguz mengenai desain UAV dengan *winglet*.

3.2 Tahapan Penelitian

Tahapan penelitian yang dilakukan pada simulasi numerik ini adalah sebagai berikut:

1. Membuat geometri set-up dari *airfoil* dengan penambahan whitcomb *winglet* pada bagian *tip* dan tanpa *winglet* dengan *software* Solidworks 2014
2. Melakukan diskritisasi (*meshing*) pada geometri yang sudah dibuat menggunakan *software* ANSYS 14.5
3. Pengintegrasian hasil atau penyelesaian permodelan
4. Analian hasil pemodelan dan visualisasi aliran

3.3 Tahap *Pre-Processing*

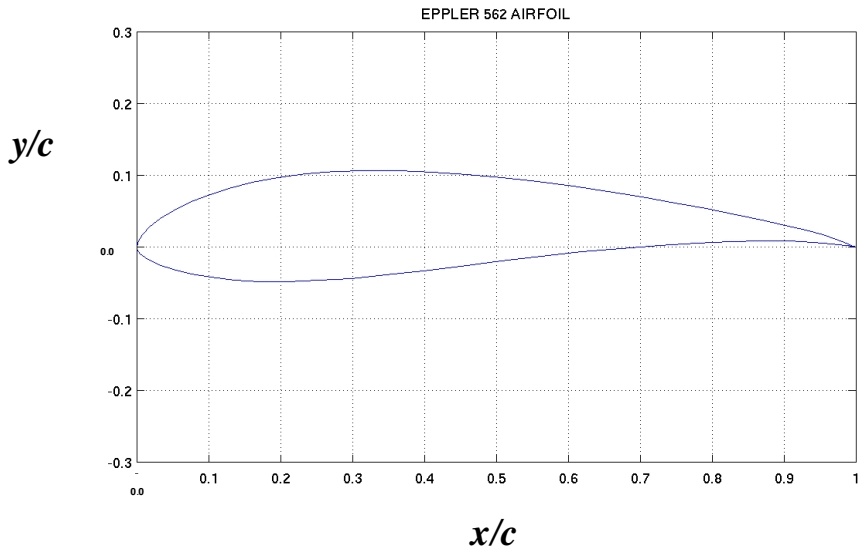
Pada tahap ini dilakukan pembuatan geometri *airfoil* dengan menggunakan *software* Solidworks 2014 dan selanjutnya melakukan *meshing* dan penentuan kondisi batas pada *software* Ansys Fluent 14.5. Berikut ini merupakan prosedur yang dilakukan pada tahap pre-processing:

- a. Mengimpor koordinat profil *airfoil* Eppler 562 ke *software* Solidworks 2014. Koordinat profil *airfoil* Eppler 562 didapatkan dari database *airfoil* milik Departement of Aerospace Engineering University of Illinois at Urbana-Campaign. Koordinat *airfoil* dapat dilihat pada tabel 3.1 dan profil dari *airfoil* Eppler 562 dapat dilihat pada gambar 3.1.

Tabel 3.1 Koordinat Profil *Airfoil* Eppler 562

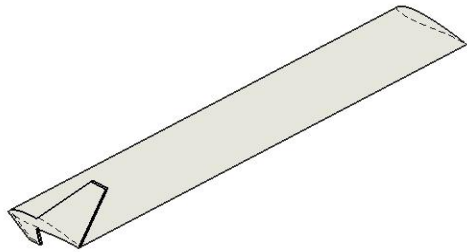
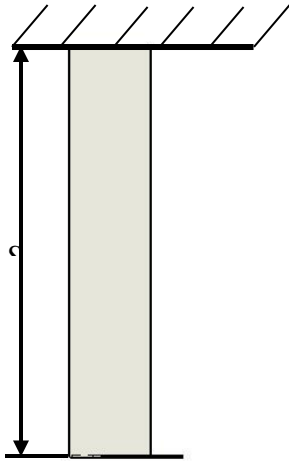
Upper			
x/c	y/c	x/c	y/c
0.0002	-0.0023	0.5089	0.0968
0.0016	0.0064	0.5578	0.0911
0.0077	0.0168	0.6071	0.0847
0.0180	0.0280	0.6557	0.0773
0.0325	0.0395	0.7031	0.0696
0.0510	0.0509	0.7487	0.0616
0.0733	0.0620	0.7920	0.0535
0.0993	0.0724	0.8323	0.0455
0.1286	0.0818	0.8691	0.0378
0.1611	0.0900	0.9020	0.0304
0.1966	0.0967	0.9304	0.0235
0.2349	0.1018	0.9540	0.0217
0.2757	0.1051	0.9727	0.0107
0.3188	0.1066	0.9870	0.0050
0.3640	0.1064	0.9965	0.0012
0.4109	0.1046	1.0000	0.0000
0.4592	0.1013		

Lower			
x/c	y/c	x/c	y/c
0.0002	-0.0023	0.5066	-0.0196
0.0049	-0.0099	0.5626	-0.0130
0.0155	-0.0175	0.6187	-0.0069
0.0310	-0.0249	0.6740	-0.0017
0.0510	-0.0317	0.7275	0.0025
0.0753	-0.0376	0.7785	0.0057
0.1036	-0.0423	0.8261	0.0076
0.1358	-0.0459	0.8694	0.0084
0.1715	-0.0479	0.9077	0.0080
0.2107	-0.0481	0.9402	0.0068
0.2532	-0.0467	0.9662	0.0048
0.2988	-0.0436	0.9850	0.0025
0.3472	-0.0390	0.9962	0.0007
0.3982	-0.0332	1.0000	0.0000
0.4515	-0.0265		



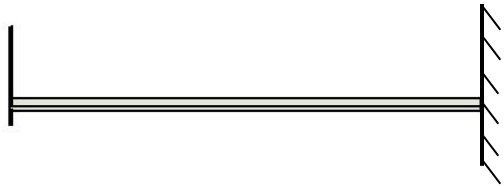
Gambar 3.1 Profil *Airfoil* Eppler 562
(<http://m-selig.ae.illinois.edu>, 2017)

- b. Membuat model dan geometri berupa *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* dan tanpa *winglet* dengan menggunakan *software* Solidworks 2014 yang disimpan dalam format STEP.
- c. Mengimport geometri yang sudah dibuat dengan Solidworks 2014 ke dalam permodelan *geometry* Ansys Fluent 14.5 seperti pada gambar 3.2.



(A) Tampilan Isometrik

(B) Tampak Atas



(C) Tampak Depan

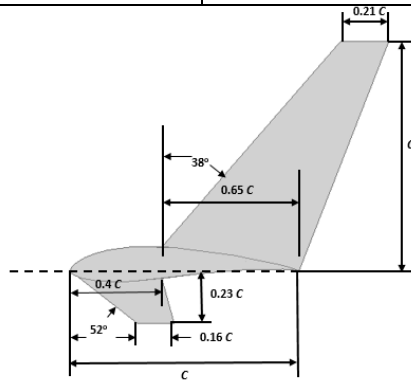
(D) Tampak Samping

Gambar 3.2 Model Benda uji

Adapun geometri dan dimensi dari *airfoil* Eppler 562 dapat dilihat pada tabel 3.2 dan untuk geometri dari *whitcomb winglet* dapat dilihat pada gambar 3.3 dengan dimensi dari geometrinya dapat dilihat pada tabel 3.3:

Tabel 3.2 Spesifikasi Sayap

No	Deskripsi	Dimensi
1	<i>Tipe Airfoil</i>	Eppler 562
2	<i>Tipe Sayap</i>	<i>Straight Constant Chord</i>
3	Sweep Angle	0°
4	Panjang <i>Span</i> (<i>S</i>)	200 cm
5	Panjang <i>Chord</i>	36 cm
6	Aspek Rasio	5.6

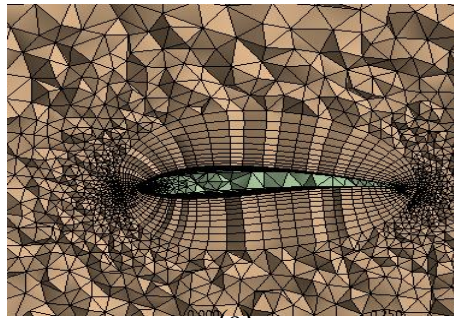


Gambar 3.3 Dimensi Whitcomb winglet (Whitcomb, 1976)

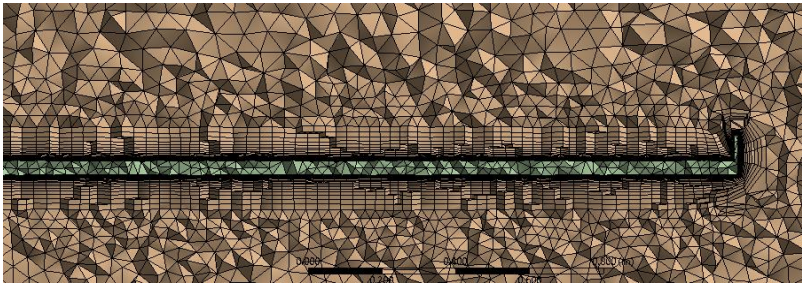
Tabel 3.3 Spesifikasi Winglet

No	Deskripsi	Dimensi	
1	<i>Tipe Winglet</i>	Whitcomb winglet sisi atas	Whitcomb winglet sisi bawah
2	Panjang <i>Span</i>	C	$0.23C$
3	Sweep Angle	38°	52°
4	Tebal <i>Winglet</i>	1 cm	1 cm

- d. Membuat geometri *wind tunnel* pada geometri *airfoil*
- e. Membuat *meshing* dengan metode *hybrid mesh* dan memberikan tambahan *inflation layer* pada area sekitaran *airfoil* untuk menganalisa *boundary layer* pada *airfoil* seperti pada gambar 3.4. *Meshing* yang digunakan adalah unstructured mesh dengan metode otomatis. *Grading meshing* dilakukan pada arah vertikal dengan distribusi *mesh* yang semakin rapat pada semua dinding, baik *diverging wall* maupun *straight wall*. Hal ini dilakukan sebagai efek adanya *wall function*.



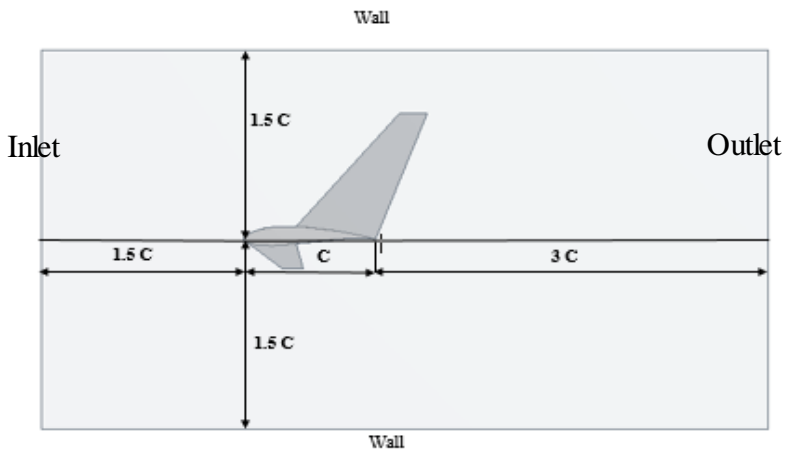
(a)



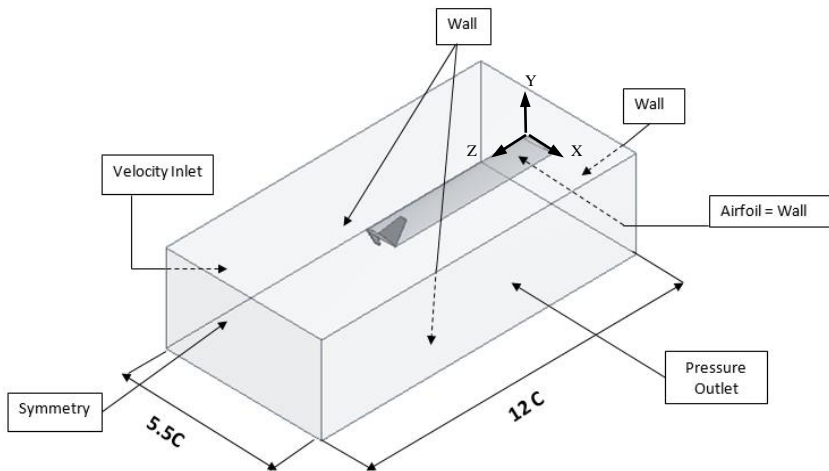
(b)

Gambar 3.4 *Meshing* dan *Domain* Pemodelan *Airfoil* 3D dengan *inflation layer* dengan (a) $Z/s=0.5$ (b) $X/c=0.2$

- f. Mendefinisikan kondisi batas yaitu penentuan parameter-parameter dan batasan yang mungkin terjadi pada aliran. Kondisi batas *inlet* adalah *velocity inlet*. Kondisi batas *outlet* adalah *pressure outlet*. *Upper surface* dan *lower surface* dari *airfoil* adalah *wall* dan pada dinding yang berada di dekat *airfoil* didefinisikan sebagai *wall*. Gambar 3.5 dan gambar 3.6 berikut ini merupakan dimensi dan *boundary condition* dari hasil *Design Geometry*. Penentuan kondisi batas disesuaikan dengan penelitian Mulvany (2004) mengenai aliran melewati *hydrofoil*



Gambar 3.5 Dimensi pemodelan dan kondisi batas 2D



Gambar 3.6 Dimensi permodelan dan kondisi batas 3D

3.4 Tahap Solver

a) Models

Pada langkah ini dilakukan pemodelan karakteristik aliran, meliputi pemilihan model *solver* dan penentuan *turbulence model* yang digunakan. Solver yang digunakan adalah *transient* atau *unsteady*. *Turbulence model* yang digunakan untuk permodelan ini adalah *model k- ω SST*. *Model k- ω SST* memadukan formulasi *model k- ω standard* yang stabil dan akurat pada daerah di dekat dinding dengan *model k- ϵ* yang memiliki kelebihan pada aliran *free stream*. Untuk mencapai hal tersebut maka dibuat *model k- ω SST*. (Mulvany, 2004)

b) Materials

Merupakan penetapan jenis material yang akan digunakan yaitu udara dengan nilai *density* (ρ) = 1,165 kg/m³ dan *viskositas* (μ) = 1,86 x 10⁻⁵ kg/m.s yang

sesuai dengan kondisi eksperimen yang pernah dilakukan.

c) *Operating Conditions*

Operating Conditions yaitu menentukan kondisi daerah operasi dan lingkungan di sekitar benda uji. *Operating conditions* menggunakan *operating pressure* sebesar 101325 pascal.

d) *Boundary Conditions*

Boundary Conditions yaitu menentukan parameter-parameter dan batasan yang terjadi pada aliran yang melewati benda uji pada *inlet* maupun *outlet*. Pada daerah *inlet* diasumsikan sebagai *velocity inlet* dengan nilai kecepatan pada sisi *inlet*, $V_{\infty} = 10 \text{ m/s}$. Sedangkan *outlet* adalah *pressure outlet* dengan mendefinisikan nilai tekanan keluarnya adalah 0 Pa, *wall* merupakan batasan *upper surface* dan *lower surface*, dan dinding yang berada di dekat *airfoil* didefinisikan sebagai *symmetry*.

e) *Solution*

Solution pada penelitian ini akan menggunakan *standard discretization* untuk *pressure*, *second-order upwind* untuk *momentum*, dan menggunakan *Pressure Implicit with Splitting of Operation (PISO)* sebagai *solutions method*.

f) *Initialize*

Initialize yaitu merupakan langkah perhitungan untuk memudahkan dalam mendapatkan hasil yang konvergen pada tahap iterasi. *Initialize* dihitung dari *velocity inlet*.

g) *Adapt*

Adapt berguna untuk *patch* dan memasukkan batas-batas objek region yang hendak diamati. Pada menu

Adapt dimasukkan x_{min} , x_{max} , y_{min} , y_{max} , z_{min} , z_{max} .

h) *Reference Value*

Reference Value digunakan untuk menentukan referensi penghitungan koefisien *drag* dan koefisien *lift*.

i) *Solve*

Pada *solve* monitor digunakan untuk menentukan layar tampilan window untuk koefisien *drag*, koefisien *lift* dan koefisien momen. Display yang dipilih adalah *Velocity Magnitude*.

j) *Monitor Residual*

Merupakan tahapan untuk penyelesaian masalah, berupa proses iterasi sampai mencapai harga kriteria konvergensi yang diinginkan. Konvergensi adalah analisis kebenaran internal dimana tingkat kesalahan yang dirancang dipenuhi oleh model yang dikembangkan. Banyaknya proses iterasi berpengaruh terhadap tingkat akurasi yang dapat diperoleh. Jumlah iterasi yang dibutuhkan berbanding lurus dengan jumlah total element yang digunakan pada pemodelan. Semakin banyak jumlah grid yang dipakai dalam pemodelan maka semakin banyak pula iterasi yang perlu dilakukan untuk perhitungan model tersebut. Proses iterasi berhenti jika telah mencapai batas *convergence* yang telah ditentukan. *Convergence criteria* yang digunakan dalam proses iterasi menggunakan *Ansys Fluent 14.5* adalah 10^{-6} untuk *residual energy* yang artinya proses perhitungan atau *running* akan terus beriterasi agar mencapai hasil dengan tingkat error sebesar 10^{-6} untuk *residual*

energy. Nilai *convergence criteria* tersebut di dasari atas pemakaian *solver* dalam analisis ini. Untuk analisa dengan *pressure-based solver*, angka 10^{-6} mampu mencapai konvergensi yang cukup kualitatif (Ansys, 2013).

k) *Iterate*

Merupakan langkah kelanjutan dari *monitor residual* yang merupakan langkah perhitungan pada *Ansys Fluent 14.5*. Pada tahap ini dilakukan iterasi sampai *convergence criterion* sebesar 10^{-6} . Untuk mendapatkan hasil dengan benar maka diperlukan 20-25 time step setiap *cycle*. Pada perhitungan *iterate* ini diperlukan *Strouhal number*. *Strouhal number* merupakan salah satu komponen penting pada kasus analisis aliran secara *unsteady*. *Strouhal number* didapat dari perhitungan koefisien *lift* (C_L). Perhitungan *Strouhal number* adalah sebagai berikut:

$$Periode = \frac{T_n - T_1}{shedding\ cycle} \quad (3.1)$$

$$f = \frac{1}{Periode} \quad (3.2)$$

$$St = \frac{fc}{u} \quad (3.3)$$

Keterangan:

T_n = Waktu selesai pengambilan data pada grafik koefisien *lift* (detik)

T_1 = Waktu mulai pengambilan data pada grafik koefisien *lift* (detik)

Shedding cycle = Siklus pelepasan berdasarkan jumlah lembah dan gunung (siklus) pada grafik C_L pada waktu tertentu yang diambil tersebut.

f = Frekuensi

St = *Strouhal number*

U = Kecepatan *freestream* (m/s)

Berdasarkan penelitian Yarusevych dan Boutilier (2011), *Strouhal number* untuk *airfoil* pada sudut 0° adalah: 0,18

$$S_t = 0,18 = \frac{fc}{U} = 0,036f$$

$c = \text{chord length} = 0,36 \text{ m}$

$U = 10 \text{ m/s}$

$f = 50$

Cycle Time

$$t = \frac{1}{f} = \frac{1}{50} = 0.02 \text{ sec}$$

Time Step Size

$$\frac{0,02}{25} = 8 \times 10^{-4} \text{ sec}$$

Max iterations per step ditentukan 20

Number Time of Step ditentukan 1000

1) *Post Processing*

Tahap *Post Processing* merupakan penampilan hasil yang telah diperoleh. Dapat divisualisasikan melalui tampilan *grid display*, plot kontur (kecepatan dan lain-lain), plot *vector* dan lain-lain sesuai dengan yang ingin digunakan pada analisis.

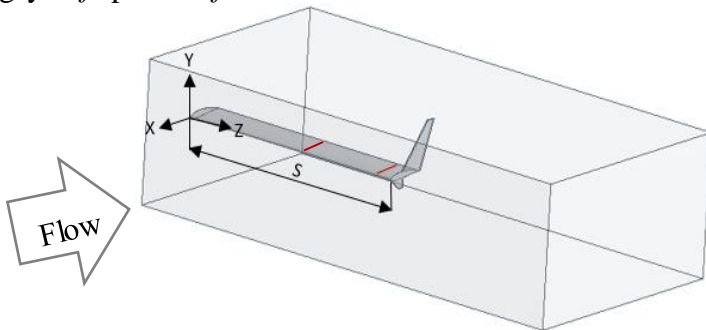
3.5 Skema Pengambilan Data *Post-Processing*

Pada subbab ini akan dibahas mengenai skema pengambilan data yang akan digunakan dalam tahap *post processing* pada simulasi *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*

dan dengan whitcomb *winglet*. Skema pengambilan data menggunakan software Fluent 14.5 dan Techplot 360 EX 2014 R2. Beberapa data yang diambil pada simulasi ini antara lain : grafik koefisien tekanan dan parameter aerodinamika, ditambahkan pula visualisasi aliran berupa kontur vorticity magnitude, kontur tekanan dan velocity pathline.

3.5.1 Skema Pengambilan Data Koefisien Tekanan

Gambar 3.7 merupakan skema pengambilan kontur tekanan pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan dengan whitcomb *winglet*. Data koefisien tekanan diambil pada $Z/s = 0.95$ atau pada lokasi $z=1.9m$. Tujuan pengambilan data koefisien tekanan pada $Z/s = 0.95$ adalah untuk melihat bagaimana perbedaan koefisien tekanan di daerah dekat tip pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan dengan whitcomb *winglet*, dimana perbedaan tersebut akan dikaitkan dengan gaya *lift* pada *airfoil*.



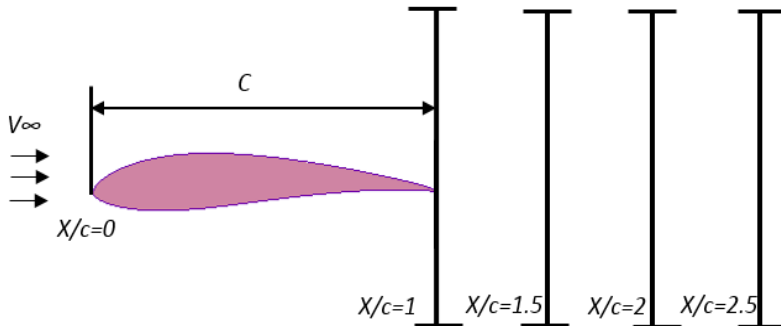
_____ Posisi data C_p yang diukur pada permukaan *airfoil* pada $Z/s = 0.95S$

Gambar 3.7 Skema pengambilan kontur tekanan

3.5.2 Skema Pengambilan Data *Vorticity Magnitude*

Gambar 3.8 merupakan skema pengambilan kontur *Vorticity Magnitude*. Untuk pengambilan data visualisasi secara 2 dimensi seperti pada gambar 3.8 (a), posisi yang diambil adalah pada $X/c = 2$ atau pada jarak 2 kali chord dari *leading edge airfoil*. Pengambilan data dilakukan pada $X/c = 2$, dikarenakan pada posisi tersebut *vortex* yang terjadi tidak terganggu oleh bodi dari whitcomb *winglet*.

Gambar 3.8 (b) merupakan skema pengambilan kontur *Vorticity Magnitude* dengan visualisasi 3 dimensi. Metode pengambilan posisi data tidak berbeda dengan pengambilan data visualisasi secara 2 dimensi, yaitu dengan mengambil daerah dibelakang *trailing edge* dari *airfoil*. Namun pada visualisasi data 3 dimensi ini data diambil pada posisi yang bervariasi dari $X/c = 1$, $X/c = 1.5$, $X/c = 2$, dan $X/c = 2.5$. Penggunaan variasi posisi ini ditujukan untuk melihat bagaimana perkembangan *trailing vortex* pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan dengan whitcomb *winglet*.

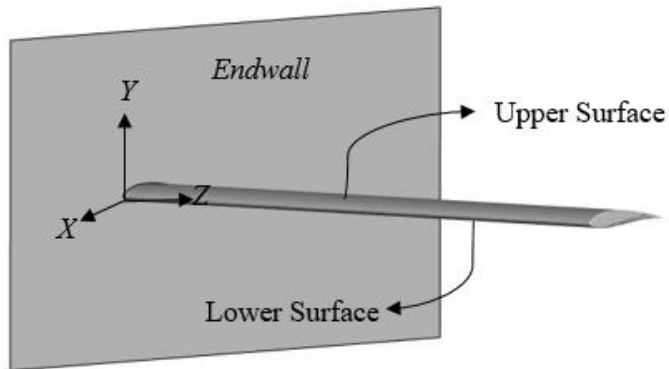


Gambar 3.8 Skema pengambilan kontur vorticity magnitude

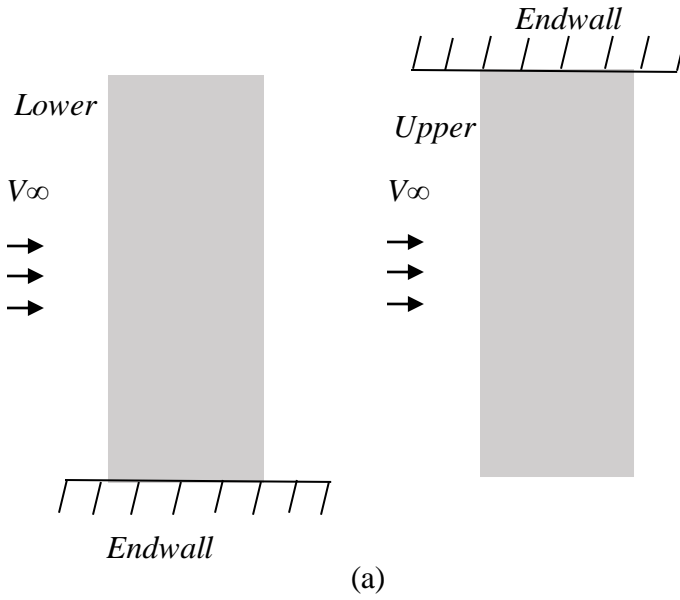
3.5.3 Skema Pengambilan Data Kontur tekanan

Gambar 3.9 (a) menunjukkan skema kontur tekanan pada permukaan atas dan bawah *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet*. Tampilan dari permukaan atas dan bawah dari *airfoil* dilihat dari sumbu y positif, sehingga pada permukaan atas dan bawah *airfoil* memiliki *endwall* yang berlawanan dengan tujuan agar kontur dapat diteliti dari arah aliran yang sama.

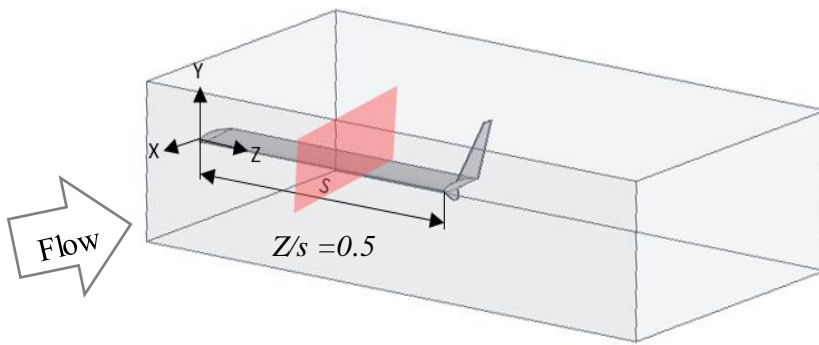
Gambar 3.9 (b) menunjukkan skema kontur tekanan pada bagian midspan atau $Z/s = 0.5$ dilihat dari sumbu z. Tujuan dari visualisasi ini adalah untuk menunjukkan bagaimana kontur tekanan pada daerah di sekitar *airfoil* Eppler 562 yang mempengaruhi koefisien *Lift* (C_L) dari *airfoil*.



Tampilan 3D



(a)

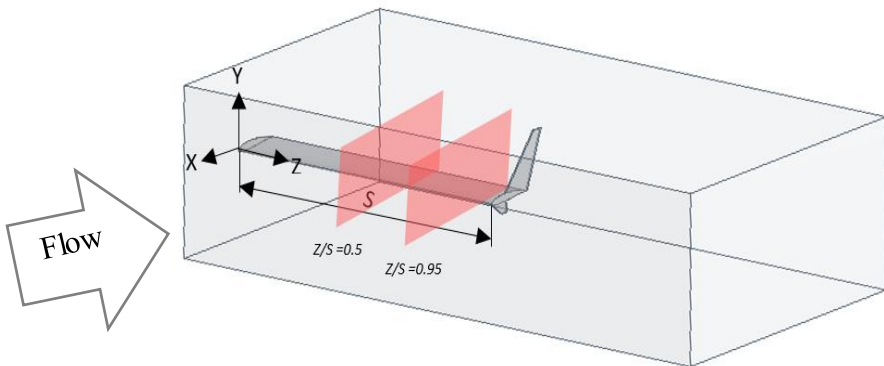


(b)

Gambar 3.9 Skema pengambilan data kontur tekanan

3.5.4 Skema Pengambilan Data *Velocity Pathline*

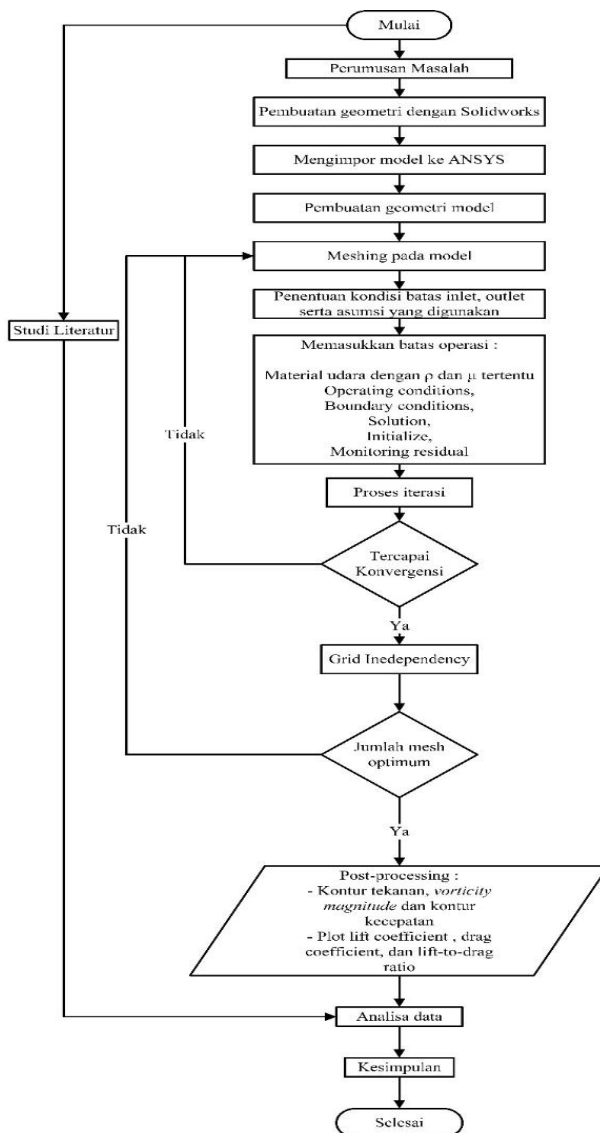
Gambar 3.10 merupakan skema pengambilan data *velocity pathline*. Posisi dalam pengambilan data ini diambil pada midspan ($Z/s=0.5$) dan daerah dekat tip ($Z/s=0.95$). Data diambil pada bidang z sepanjang span pada *airfoil*. Tujuan pengambilan data ini adalah untuk melihat bagaimana pengaruh whitcomb *winglet* terhadap pembentukan struktur wake pada *airfoil* Eppler 562 pada daerah midspan dan juga melihat bagaimana perbedaan aliran yang melewati daerah di dekat tip pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan dengan whitcomb *winglet*



Gambar 3.10 Skema pengambilan data *velocity pathline*

3.6 Flowchart Penelitian

Secara singkat prosedur studi numerik pada *airfoil* ini dapat dijelaskan dengan menggunakan *flowchart* yang ditunjukkan pada gambar 3.11



Gambar 3.11 Flowchat Penelitian

BAB 4

HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 *Grid Independency Study*

Resolusi *mesh* di sekitar *airfoil* merupakan hal utama yang perlu diperhatikan, dimana hal ini menentukan kualitas dari hasil simulasi. Jumlah *node* pada permukaan *airfoil* dan *inflation layer* adalah faktor utama yang mempengaruhi akurasi perhitungan gaya-gaya yang bekerja di sekitar *airfoil*. Dalam upaya mendapatkan hasil dengan kualitas yang terbaik dilakukan langkah grid independensi untuk menentukan jumlah mesh yang optimum pada simulasi numerik ini. Grid independensi yang dilakukan menggunakan parameter y^+ pada masing-masing *meshing*. Perhitungan y^+ didasarkan pada perhitungan *flat plate boundary layer theory* (White, 2009). Selain perhitungan y^+ , *inflation layer* diperlukan agar daerah di sekitar *wall* menggunakan jenis *meshing quadriateral* sehingga informasi di sekitar *wall* lebih akurat. Untuk perhitungan jumlah *node* yang lebih sedikit maka daerah yang jauh dari *wall* akan menggunakan jenis *meshing tetrahedrons*.

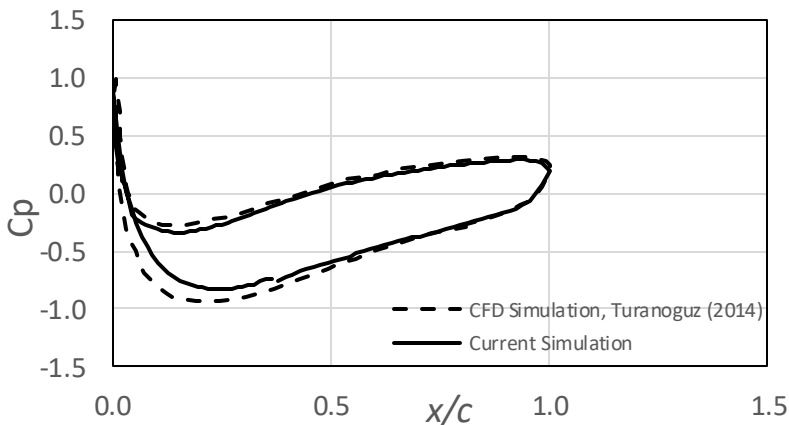
Tabel 4.1 Analisis *grid independency* Eppler 562 3 Dimensi tanpa *winglet*

Jenis <i>Meshing</i>	Jumlah Mesh	y^+
Mesh A	335.582	2,8
Mesh B	353.124	2,1
Mesh C	469.682	2,1
Mesh D	569.313	0,8
Mesh E	768.081	1,4

Pada penelitian ini, untuk mendapatkan hasil yang terbaik, maka y^+ yang digunakan adalah kurang dari 1 sebagaimana yang dilakukan pada penelitian Kontogiannis (2013). Berdasarkan tabel 4.1. $Mesh$ memiliki nilai y^+ yang paling mendekati 1. Selain pertimbangan y^+ , salah satu parameter yang menjadi pertimbangan adalah waktu dan memori yang digunakan, maka *meshing* yang digunakan untuk simulasi selanjutnya adalah *Meshing D*.

4.2 Komparasi C_p

Permodelan numerik ini dikomparasikan dengan data koefisien tekanan pada *midspan* (C_p) pada kasus tanpa *winglet* dan pada konfigurasi sudut $\alpha = 0$. Hal ini dilakukan untuk mengetahui bagaimana akurasi dari permodelan numerik *airfoil* Eppler 562 dengan *winglet* maupun tanpa *winglet* dibandingkan dengan permodelan sebelumnya (Turanoguz, 2014) seperti yang ditampilkan pada gambar 4.1 Berdasarkan hasil perbandingan tersebut, grafik koefisien tekanan pada *midspan* hasil simulasi secara keseluruhan sudah mendekati data C_p pada simulasi sebelumnya.



Gambar 4.1 Validasi Koefisien Tekanan

Dari gambar 4.1 terlihat bahwa hasil C_p pada simulasi ini dengan simulasi yang dilakukan oleh Turanoguz (2014) memiliki tren grafik yang sama. Kedua hasil memiliki nilai maksimum C_p yang mendekati 1. Sedangkan nilai minimum C_p pada simulasi numerik yang dilakukan sebesar -0.829 dan nilai minimum C_p pada simulasi milik Turanoguz (2014) sebesar -0.936. Dari perbandingan dua grafik diatas dapat disimpulkan bahwa secara keseluruhan nilai antara simulasi dengan nilai simulasi numerik sebelumnya memiliki tren grafik yang sama, perbedaan terjadi diakibatkan oleh beberapa faktor diantaranya perbedaan jumlah *meshing* dan tidak disertakannya perubahan nilai *turbulent intensity*, perubahan suhu dan lain-lain (*default*) di dalam simulasi yang dilakukan.

4.3 Perbandingan Koefisien Tekanan Pada Simulasi Tanpa Winglet dan Dengan Winglet

Koefisien tekanan merupakan selisih antara tekanan statis pada suatu titik dan tekanan statis *freestream* dibagi dengan tekanan dinamis. Perbandingan koefisien tekanan dilakukan dengan tujuan untuk melihat bagaimana karakteristik tekanan fluida yang terjadi pada *airfoil*. Simulasi numerik mampu memberikan informasi mengenai C_p terhadap X/c pada berbagai lokasi sepanjang *span* Evaluasi nilai C_p diukur pada daerah dekat dengan *tip* yaitu pada $Z/s = 0.95$ seperti pada gambar 4.2, dimana daerah tersebut ditentukan untuk melihat bagaimana pengaruh dari *tip vortex* terhadap tekanan pada daerah *tip* dengan konfigurasi tanpa dan dengan *winglet*. Pengambilan nilai C_p juga divariasikan terhadap sudut serang *airfoil* berbeda-beda yaitu pada sudut 0° , 8° , 12° , dan 15° dengan nilai bilangan *Reynolds* yang digunakan adalah 2.3×10^5

Gambar 4.3 (a) menggambarkan distribusi tekanan permukaan atas dan bawah pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan dengan whitcomb *winglet* pada $\alpha = 0^\circ$. Dari hasil grafik yang didapatkan, dapat dilihat pada distribusi tekanan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*, memiliki nilai C_p yang relatif lebih kecil pada

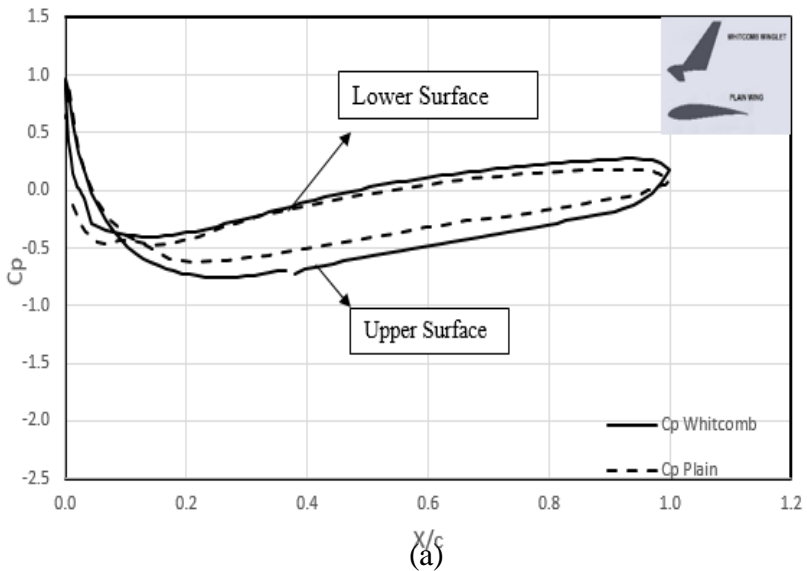
permukaan atas dan permukaan bawah dibandingkan dengan nilai C_p pada *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet*. Hal ini mengindikasikan pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* memiliki tekanan yang lebih kecil di permukaan atas dan bawah *airfoil* dibandingkan *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet*.

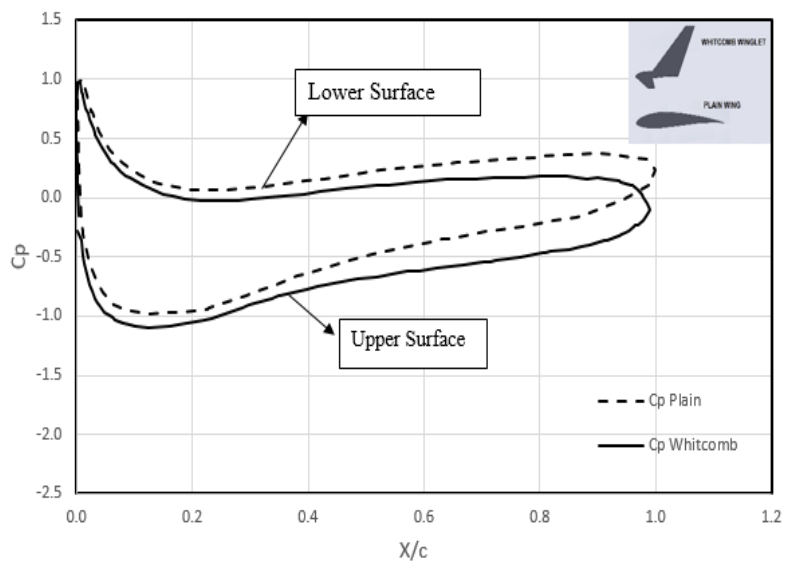
Gambar 4.3 (b) menggambarkan distribusi tekanan permukaan atas dan bawah pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan dengan whitcomb *winglet* pada $\alpha = 8^\circ$. Dari hasil grafik yang didapatkan, dapat dilihat pada distribusi tekanan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* memiliki nilai C_p yang lebih kecil pada permukaan atas dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet*, sedangkan pada permukaan bawah *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* nilai C_p relatif lebih besar dibandingkan dengan *airfoil* dengan whitcomb *winglet*. Hal ini mengindikasikan pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* memiliki tekanan yang lebih kecil di permukaan atas *airfoil* dan tekanan yang lebih besar pada permukaan bawah *airfoil* dibandingkan *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet*.

Gambar 4.3 (c) menggambarkan distribusi tekanan permukaan atas dan bawah pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan dengan whitcomb *winglet* pada $\alpha = 12^\circ$. Dari hasil grafik yang didapatkan, dapat dilihat pada distribusi tekanan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* memiliki nilai yang berhimpit pada permukaan bawah *airfoil*, namun pada $X/c > 0.8$ nilai distribusi tekanannya lebih besar dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet*. Pada permukaan atas *airfoil* nilai distribusi tekanan pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* lebih kecil daripada *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet*. Hal ini mengindikasikan bahwa pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*, memiliki tekanan yang lebih kecil pada permukaan atas *airfoil*.

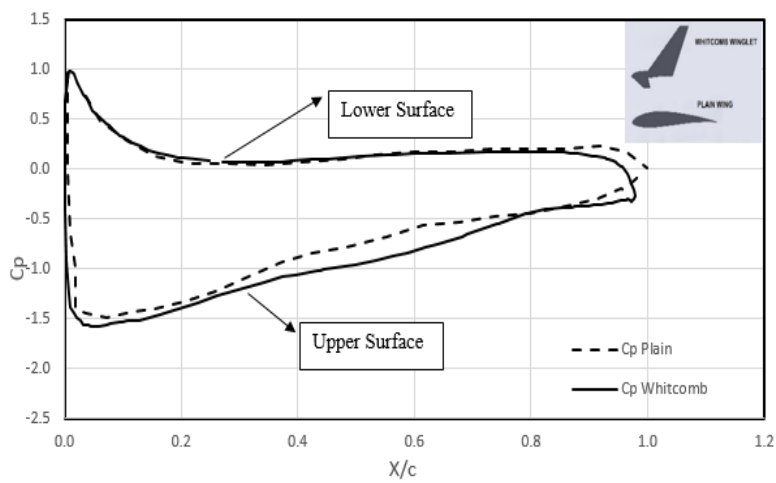
Gambar 4.3 (d) menggambarkan distribusi tekanan permukaan atas dan bawah pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan dengan whitcomb *winglet* pada $\alpha = 15^\circ$. Dari hasil grafik yang didapatkan, dapat dilihat pada distribusi tekanan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* memiliki nilai yang hampir berhimpit, namun pada

permukaan atas *airfoil* pada $X/c > 0.4$ *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* memiliki nilai yang lebih kecil dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 dengan *whitcomb winglet*. Hal yang sama juga terjadi pada permukaan bawah *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*, dimana pada $X/c < 0.6$ nilai C_p relatif lebih rendah dibandingkan *airfoil* Eppler 562 dengan *winglet*. Dari nilai C_p tersebut, dapat dinyatakan bahwa pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* tekanan yang lebih kecil terjadi pada permukaan atas pada $X/c > 0.4$ dan permukaan bawah pada $X/c < 0.6$

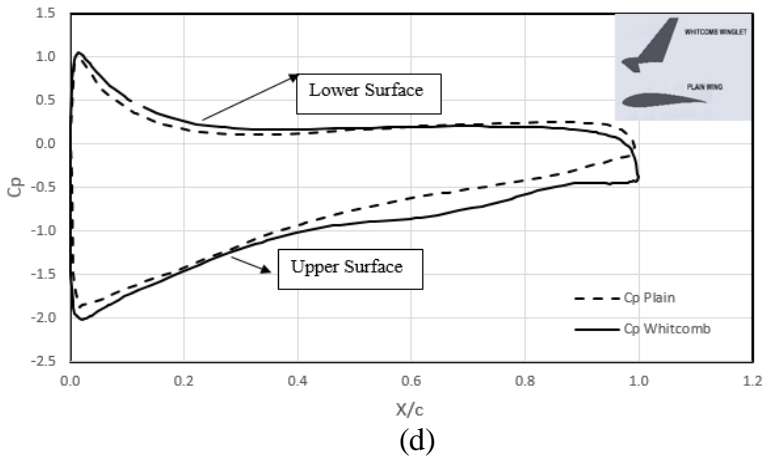




(b)



(c)



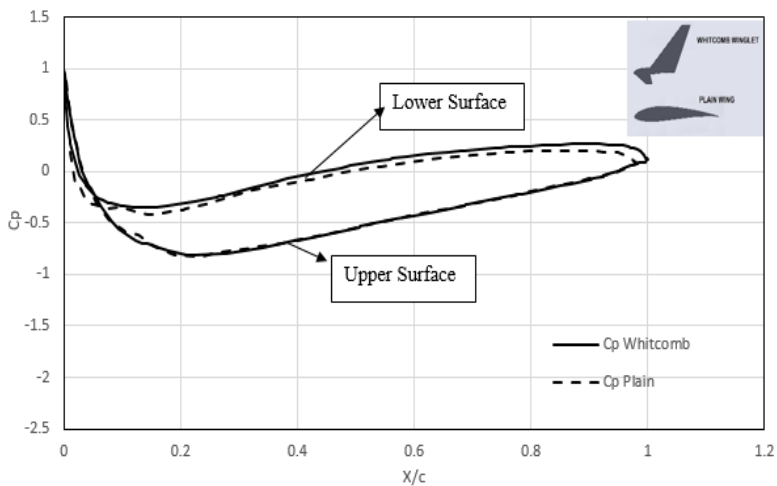
Gambar 4.2 Grafik C_p pada permukaan *airfoil* posisi $Z/s = 0.95$ tanpa *winglet* dan dengan whitcomb *winglet* pada (a) $\alpha = 0^\circ$, (b) $\alpha = 8^\circ$, (c) $\alpha = 12^\circ$, dan (d) $\alpha = 15^\circ$

Gambar 4.3 merupakan grafik koefisien tekanan pada midpsan *airfoil* Eppler 562 atau pada posisi $Z/s = 0.5$. Pada sudut $\alpha = 0^\circ$ tidak terlihat perbedaan yang signifikan antara kontur tekanan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan dengan whitcomb *winglet*. Namun pada permukaan bawah, *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* memiliki tekanan yang lebih tinggi dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*. Pada grafik tersebut juga tidak ditemukan adanya penurunan tekanan secara mendadak pada permukaan atas *airfoil*, sehingga dapat dikatakan bahwa belum terjadi separasi pada *airfoil* Eppler 562 tanpa dan dengan whitcomb *winglet* pada $\alpha = 0^\circ$.

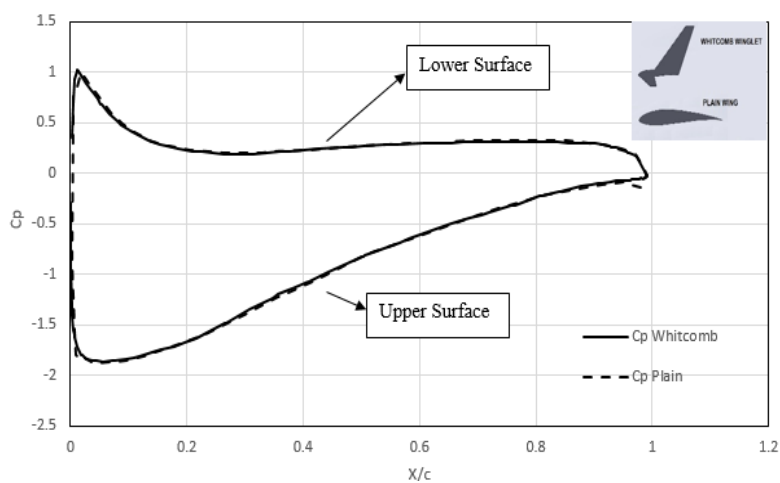
Pada sudut $\alpha = 8^\circ$ tidak terlihat perbedaan antara grafik koefisien tekanan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet*. Tidak adanya perbedaan antara permukaan atas dan bawah dari *airfoil* menandakan bahwa

struktur wake pada *airfoil* Eppler 562 tanpa dan dengan whitcomb *winglet* tidak memiliki perbedaan yang signifikan.

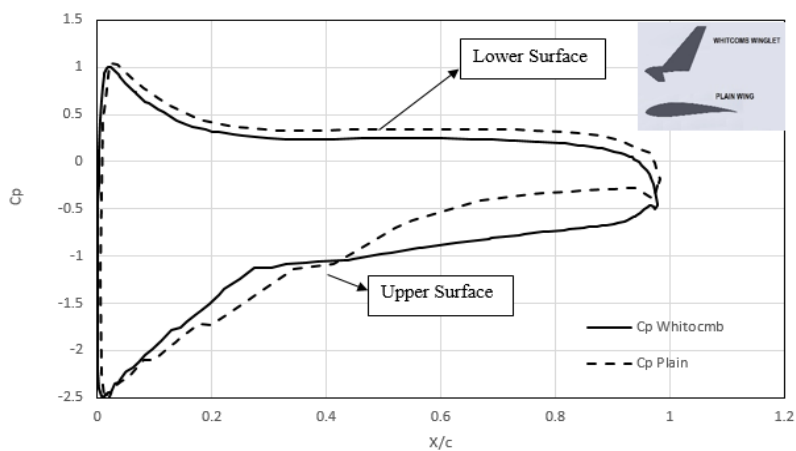
Pada sudut $\alpha = 12^\circ$ dan $\alpha = 15^\circ$ grafik koefisien tekanan antara *airfoil* Eppler 562 tanpa dan dengan whitcomb *winglet* memiliki bentuk grafik yang berbeda. Secara teori seharusnya pada bagian mdspan tidak adanya perbedaan yang signifikan antara grafik koefisien tekanan antara *airfoil* tanpa *winglet* maupun dengan *winglet*. Hal ini terjadi dikarenakan adanya error pada simulasi yang dilakukan pada sudut serang tinggi.



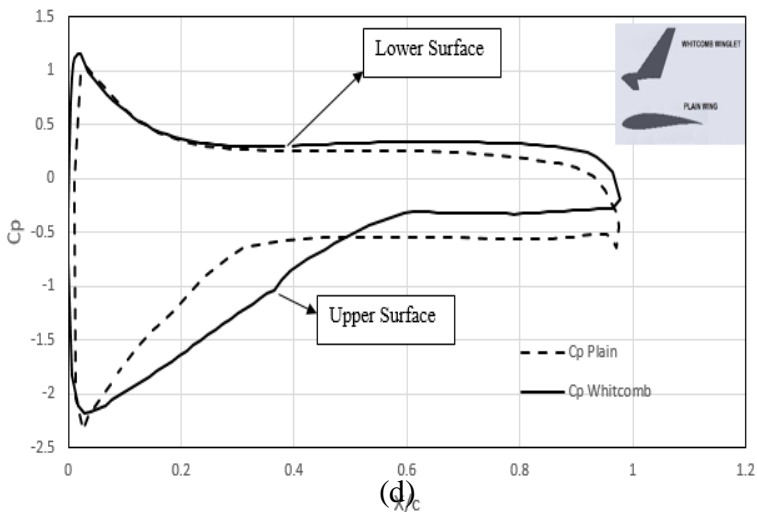
(a)



(b)



(c)



Gambar 4.3 Grafik C_p pada permukaan *airfoil* posisi $Z/s = 0.5$ tanpa *winglet* dan dengan whitcomb *winglet* pada (a) $\alpha = 0^\circ$, (b) $\alpha = 8^\circ$, (c) $\alpha = 12^\circ$, dan (d) $\alpha = 15^\circ$

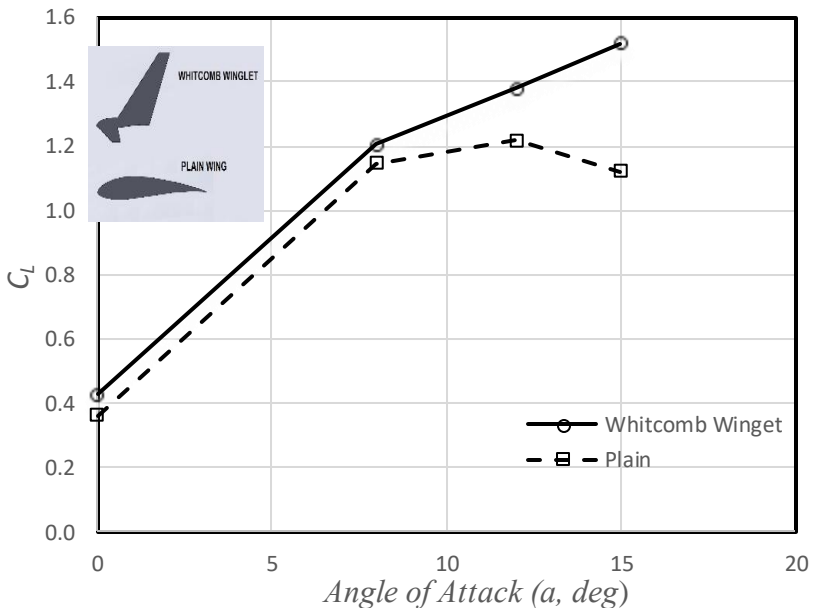
4.4 Koefisien Lift (C_L) dan Koefisien Drag (C_D)

Salah satu faktor yang digunakan untuk mengetahui karakteristik *airfoil* yaitu melalui nilai koefisien lift (C_L) dan koefisien drag (C_D). Kedua nilai koefisien ini didapatkan dari total resultan gaya yang bekerja karena adanya interaksi antara permukaan benda dengan fluida. Gaya drag didapatkan dari resultan gaya yang sejajar dengan aliran, sedangkan gaya yang tegak lurus dengan aliran disebut dengan gaya lift

4.4.1 Analisa Koefisien Lift (C_L)

Gambar 4.4 menunjukkan grafik perbandingan C_L *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan dengan whitcomb *winglet*. Dari grafik tersebut dapat dilihat bahwa whitcomb *winglet* memberikan kenaikan nilai C_L pada sudut semua sudut serang. Dari hasil simulasi didapatkan nilai C_L pada $Re = 2.3 \times 10^5$ dengan $\alpha = 0^\circ$ sebesar 0.4268, $\alpha = 8^\circ$ sebesar

1.2372, $\alpha = 12^\circ$ sebesar 1.3787, dan $\alpha = 15^\circ$ sebesar 1.040. Nilai-nilai tersebut lebih besar dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* yaitu 0.36145 pada $\alpha = 0^\circ$, 1.1455 pada $\alpha = 8^\circ$, 1.2186 pada $\alpha = 12^\circ$, dan 1.1212 $\alpha = 15^\circ$. Hal ini diakibatkan karena adanya pengaruh dari *winglet* yang dipasang pada *airfoil*. Adanya *winglet* mengurangi dampak dari *tip vortex* pada *airfoil*, sehingga luasan efektif pada *airfoil* akan meningkat, dimana hal tersebut mengakibatkan pula meningkatnya C_L pada *airfoil* yang menggunakan *winglet*. Secara teori, pada sudut $\alpha = 15^\circ$ nilai C_L pada *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* sudah memasuki kondisi *stall*, dimana seharusnya C_L yang dimiliki lebih kecil. jika dibandingkan dengan C_L pada sudut $\alpha = 12^\circ$. Hal ini diakibatkan *error* yang sering terjadi pada simulasi ketika dilakukan analisa pada sudut *stall*.

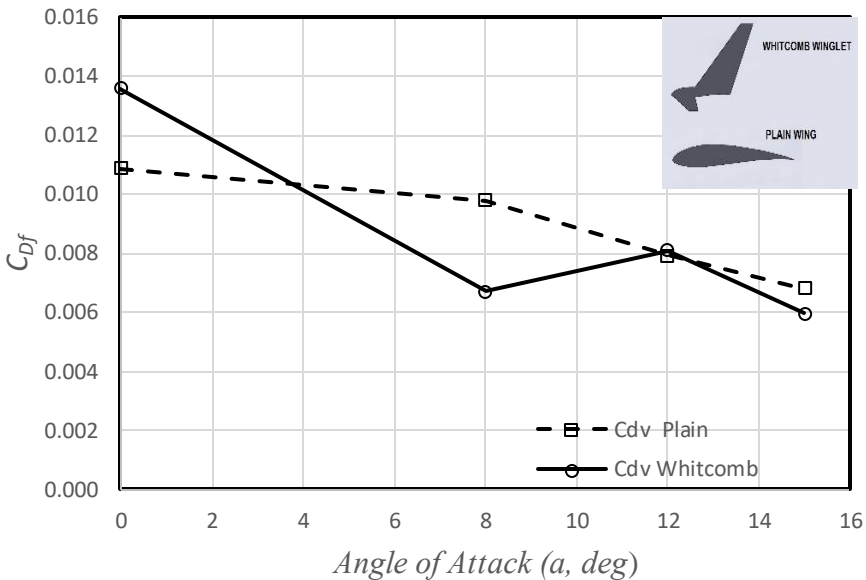


Gambar 4.4 Koefisien *lift* hasil simulasi *plain airfoil* dan *airfoil* dengan whitcomb *winglet*

4.4.2 Analisa Koefisien Drag (C_D)

Gaya hambat yang terjadi dapat berupa *skin friction drag* (F_{Df}) dan *pressure drag* (F_{Dp}). *Skin friction drag* (F_{Df}) adalah gaya hambat yang menyinggung permukaan secara tangensial dan timbul akibat adanya tegangan geser antara fluida dengan permukaan benda, dimana besar gaya hambat ini akan menentukan nilai dari koefisien *skin friction drag* (C_{Df}). *Pressure drag* (F_{Dp}) merupakan gaya hambat yang arahnya tegak lurus terhadap permukaan benda dan timbul karena adanya tekanan fluida yang besarnya akan menentukan nilai dari koefisien *drag pressure* (C_{Dp}).

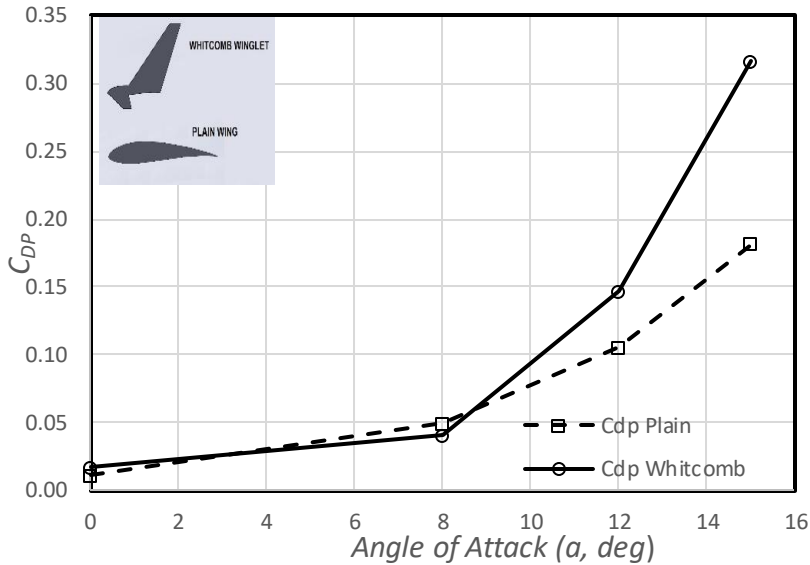
Gambar 4.5 menunjukkan grafik dari koefisien *skin friction drag* (C_{Df}) dari *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan *airfoil* Eppler 562 dengan *whitcomb winglet* dibandingkan dengan sudut serang dari *airfoil*. Dapat dilihat pada hasil grafik yang didapatkan bahwa pada $\alpha = 0^\circ$ nilai C_{Df} pada *airfoil* Eppler 562 dengan *whitcomb winglet* memiliki nilai C_{Df} sebesar 0.01359, dimana nilai tersebut lebih besar jika dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* pada sudut $\alpha = 0^\circ$ yaitu sebesar 0.01089. Pada sudut $\alpha = 8^\circ$, pada *airfoil* Eppler 562 dengan *whitcomb winglet* memiliki nilai C_{Df} sebesar 0.006716, dimana nilai tersebut lebih kecil jika dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* yang memiliki nilai C_{Df} sebesar 0.009819. Nilai C_{Df} pada *airfoil* Eppler 562 kembali meningkat pada sudut $\alpha = 12^\circ$, sebesar 0.008107, lebih besar dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* sebesar 0.007931 dan pada sudut $\alpha = 15^\circ$ nilai C_{Df} kembali turun lebih rendah dibandingkan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*.



Gambar 4.5 Koefisien *skin friction* drag hasil simulasi *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *whitcomb winglet*

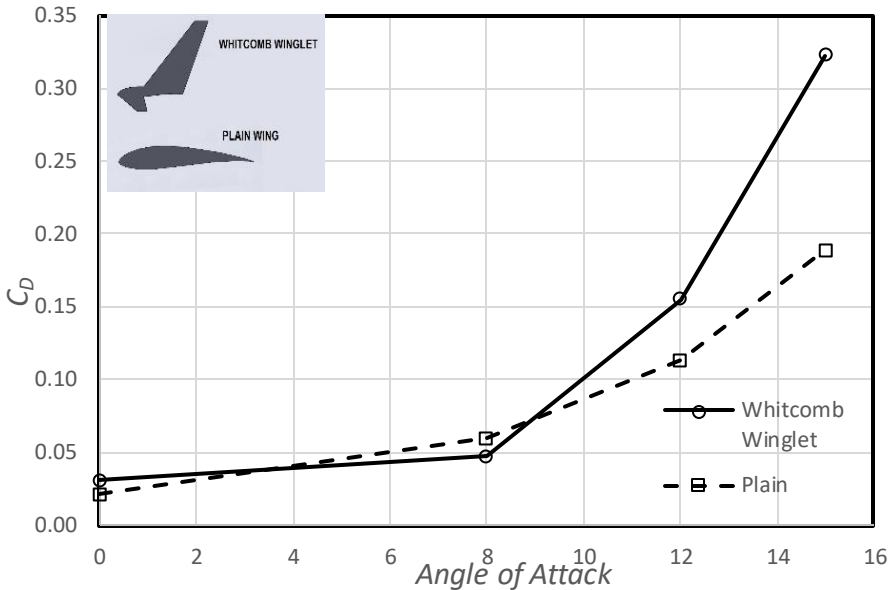
Gambar 4.6 menunjukkan grafik dari koefisien *drag pressure* (C_{Dp}) dari *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan *airfoil* Eppler 562 dengan *whitcomb winglet* dibandingkan dengan sudut serang dari *airfoil*. Dari hasil simulasi pada *airfoil* Eppler 562 dengan *whitcomb winglet* didapatkan nilai C_{Dp} pada $Re\ 2.3 \times 10^5$ dengan $\alpha = 0^\circ$ sebesar 0.01699, $\alpha = 8^\circ$ sebesar 0.04033, $\alpha = 12^\circ$ sebesar 0.14671, sedangkan $\alpha = 15^\circ$ sebesar 0.31634. Pada sudut $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 12^\circ$, dan $\alpha = 15^\circ$ nilai yang didapatkan lebih besar bila dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*, yaitu 0.01061 pada $\alpha = 0^\circ$, 0.10505 pada $\alpha = 12^\circ$, dan 0.18157 pada $\alpha = 15^\circ$. Berbeda pada sudut $\alpha = 8^\circ$, *airfoil* Eppler 562 dengan *winglet* memiliki nilai C_{Dp} yang lebih rendah dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* yang memiliki nilai sebesar 0.04959. Lebih besarnya nilai koefisien *drag pressure* pada *airfoil* Eppler

562 dengan whitcomb *winglet* dikarenakan oleh luasan *frontal area* yang bertambah diakibatkan oleh pemasangan *winglet* pada *airfoil* sehingga mengakibatkan gaya hambat yang lebih besar.



Gambar 4.6 Koefisien *drag pressure* antara *plain airfoil* dan *airfoil* dengan whitcomb *winglet*

Gambar 4.7 merupakan grafik koefisien *drag total* (C_D) dari *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* dibandingkan dengan sudut serang dari *airfoil*. Dari hasil grafik yang didapatkan tren yang hampir sama dengan grafik koefisien *drag pressure*. Hal ini menunjukkan bahwa koefisien *pressure drag* merupakan koefisien *drag* yang paling dominan dalam mempengaruhi koefisien *drag total* dari *airfoil* Eppler 562.



Gambar 4.7 Koefisien *Drag* Total Hasil Simulasi *Plain Airfoil* dan *Airfoil* dengan *Whitcomb Winglet*

4.4.3 Analisa Rasio Koefisien *lift* dan *drag* (C_L/C_D)

Pada sub bab sebelumnya telah dijelaskan mengenai C_L dan C_D dari *airfoil* dengan penambahan *whitcomb winglet* serta *plain airfoil* sebagai acuan awal. Pada sub bab ini akan didiskusikan seberapa besar efektifitas penambahan *whitcomb winglet* bila ditinjau dari rasio koefisien *lift* - *drag* (C_L/C_D). Rasio koefisien *lift* to *drag* menunjukkan sejumlah *lift* yang dihasilkan oleh pesawat dibagi dengan *drag* yang muncul akibat gesekan dengan udara. Gambar 4.8 menunjukkan grafik C_L/C_D dari *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan *airfoil* Eppler 562 dengan *whitcomb winglet* dibandingkan dengan sudut serang dari *airfoil*. Dari hasil grafik tersebut dapat dilihat sudut $\alpha = 8^\circ$, *airfoil* Eppler 562 dengan *whitcomb winglet* memiliki nilai C_L/C_D yang lebih tinggi dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*. Hal ini

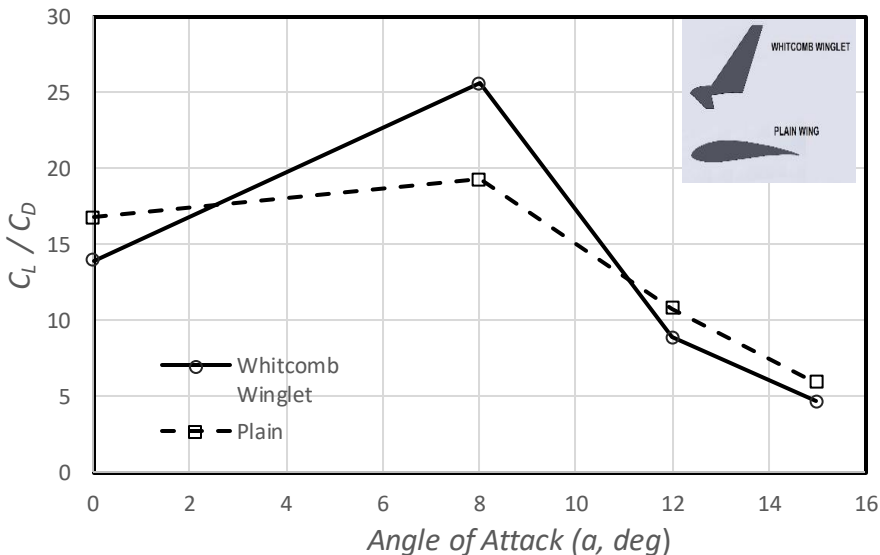
menunjukkan bahwa penggunaan whitcomb *winglet* efektif pada sudut $\alpha = 8^\circ$. Rendahnya nilai C_L/C_D pada sudut serang lainnya diakibatkan oleh besarnya koefisien *drag* total pada sudut $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 12^\circ$, dan $\alpha = 15^\circ$, dimana kenaikan C_L tidak sebanding dengan tingginya kenaikan C_D pada *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet*.

4.5 Visualisasi Aliran

Pada bagian ini ditampilkan beberapa hasil visualisasi aliran hasil *post processing* pemodelan numerik dengan *turbulence model k- ω SST*. Visualisasi aliran yang akan dijelaskan diantaranya *vorticity magnitude*, *velocity magnitude*, *velocity pathline* dan kontur distribusi tekanan yang berguna untuk melengkapi informasi mengenai hasil pemodelan numerik yang telah dijelaskan sebelumnya.

4.5.1 Vorticity Magnitude

Gambar 4.9 merupakan visualisasi dari *vorticity magnitude* pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan dengan



Gambar 4.8 *Lift to drag ratio* antara *plain airfoil* dan *airfoil* dengan whitcomb *winglet*

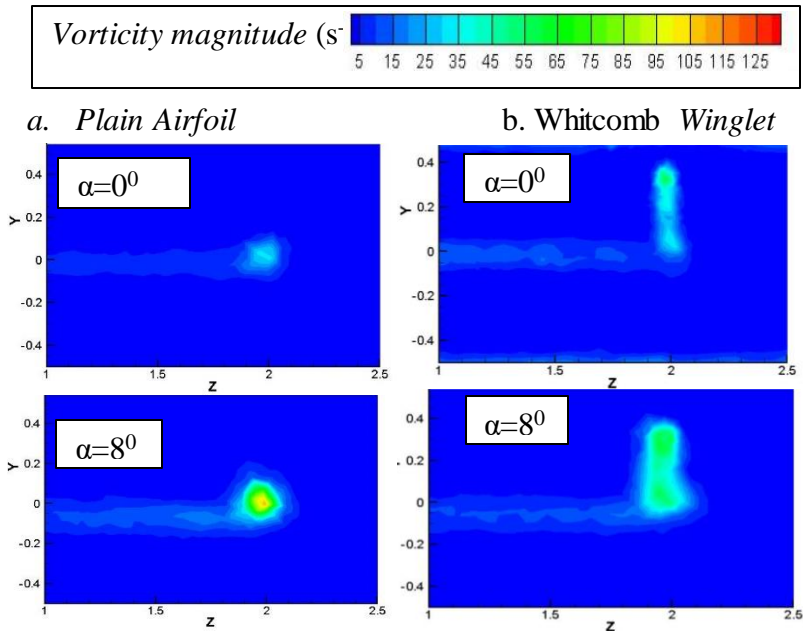
whitcomb *winglet* yang diambil pada jarak $X/c=2$ dan pada sudut $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 8^\circ$, $\alpha = 12^\circ$, dan $\alpha = 15^\circ$. Colormap pada gambar 4.9 menunjukkan informasi nilai kontur pada *vorticity magnitude* dengan satuan s^{-1} , dimana jika dilihat dari satuannya nilai kontur tersebut menunjukkan kecepatan radial dari vortex. Pada sudut $\alpha = 0^\circ$, pengaruh dari adanya whitcomb *winglet* kurang terlihat, dikarenakan pada sudut $\alpha=0^\circ$ fenomena *tip vortex* memang belum begitu terbentuk, sehingga hasil dari visualisasinya tidak dapat begitu bisa dibedakan. Berbeda pada sudut $\alpha = 8^\circ$, $\alpha = 12^\circ$, dan $\alpha = 15^\circ$, fenomena dari *tip vortex* lebih dapat dilihat, sehingga perbedaan pada terbentuknya *tip vortex* pada *airfoil* tanpa *winglet* dan *airfoil* dengan whitcomb *winglet* dapat dibedakan.

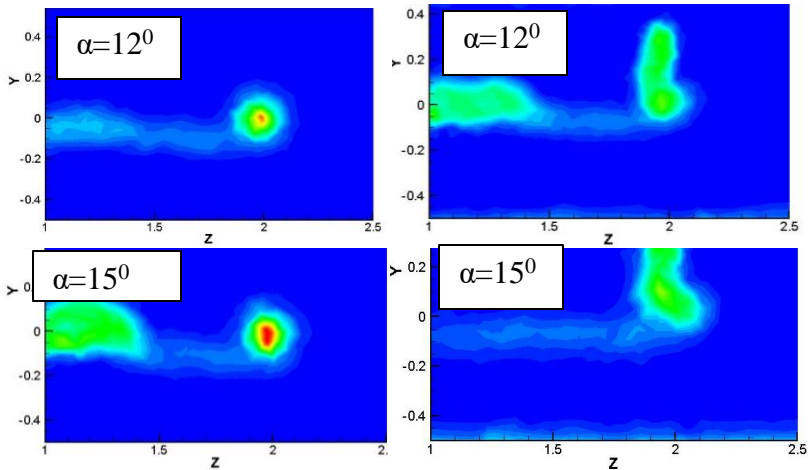
Pada sudut $\alpha = 8^\circ$, *plain airfoil* menghasilkan *tip vortex* yang lebih kecil dibandingkan dengan *airfoil* dengan whitcomb *winglet*, namun pada *plain airfoil* memiliki kecepatan radial yang lebih tinggi. Kecepatan radial yang lebih tinggi ini dapat dilihat melalui nilai kontur yang terbentuk pada *plain airfoil* di bagian *tip*. Pada bagian *tip airfoil* nilai vortisitas maksimum yang terjadi adalah diantara $95 s^{-1}$ - $105 s^{-1}$ (warna kuning), sedangkan pada bagian *tip* pada *airfoil* dengan whitcomb *winglet* nilai kecepatan radian maksimum ada diantara $45 s^{-1}$ - $55 s^{-1}$ (warna hijau). Hal ini menunjukkan bahwa pada sudut $\alpha = 8^\circ$ penggunaan whitcomb *winglet* pada *plain airfoil* dapat mengurangi kecepatan radial dari vortex, sehingga vortex tidak mengganggu aliran fluida yang berupa pengurangan luasan efektif dari *airfoil*.

Hal yang sama juga terjadi pada sudut $\alpha = 12^\circ$ dan $\alpha = 15^\circ$, dimana pada sudut $\alpha = 12^\circ$ *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* memiliki intensitas vortisitas dari *tip vortex* yang lebih kecil dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*. Dapat dilihat pada *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* di sudut $\alpha = 12^\circ$ memiliki kecepatan radial sekitar $65 s^{-1}$ - $75 s^{-1}$, sedangkan pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* memiliki kecepatan radial yang lebih tinggi di tengah-tengah pusaran dari *tip vortex* yaitu sekitar $95 s^{-1}$ - $105 s^{-1}$ (warna kuning). Pada *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb dapat dilihat *wake* yang cukup besar bila

dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*, pada daerah dekat fuselage. Hal ini mengakibatkan bahwa gaya *drag* yang terjadi pada *airfoil* Eppler 562 dengan *whitcomb winglet* di sudut $\alpha = 12^\circ$ lebih besar dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*.

Pada sudut $\alpha = 15^\circ$, *airfoil* Eppler 562 dengan *whitcomb winglet* memiliki intensitas vortisitas dari *tip vortex* yang lebih kecil dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*. Dapat dilihat pada *airfoil* Eppler 562 dengan *whitcomb winglet* di sudut $\alpha = 15^\circ$ memiliki kecepatan radial dengan nilai sekitar 65 s^{-1} - 75 s^{-1} , sedangkan pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* memiliki nilai kecepatan radial yang lebih tinggi di tengah-tengah pusaran dari *tip vortex* yaitu sekitar 95 s^{-1} - 105 s^{-1} (warna kuning) dan diatas 125 s^{-1} (warna merah). Hal ini menandakan bahwa semakin tinggi sudut serang *airfoil*, *tip vortex* yang terjadi memiliki kecepatan rotasi yang lebih besar. Dari analisa keempat sudut serang tersebut dapat disimpulkan bahwa *tip vortex* pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* lebih terkonsentrasi di pusat pusaran, tetapi pada *airfoil* Eppler 562 dengan *whitcomb winglet*, *tip vortex* yang terjadi lebih merata.

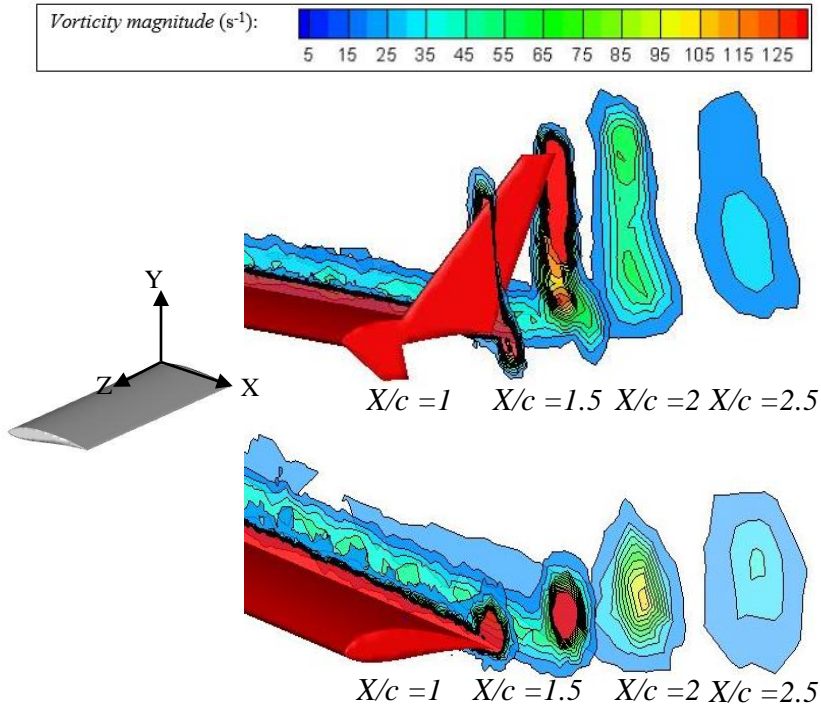




Gambar 4.9 Kontur *vorticity magnitude* pada *trailing edge* (a) *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan (b) dengan *whitcomb winglet*

Gambar 4.10 menunjukkan bagaimana perkembangan *trailing vortex* yang didapatkan dari kontur *vorticity magnitude* pada *airfoil* Eppler 562 dengan *whitcomb winglet* dan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* pada sudut $\alpha = 8^\circ$. Daerah yang diambil adalah pada jarak $X/c = 1$, $X/c = 1.5$, $X/c = 2$ dan $X/c = 2.5$ dari *leading edge airfoil*. Dapat dilihat bahwa pada lokasi $X/c = 1$ dan $X/c = 1.5$, *airfoil* Eppler 562 dengan *whitcomb winglet* memiliki *trailing vortex* yang lebih besar jika dilihat dari konsentrasi kontur dan juga bentuk dari *trailing vortex* yang terjadi. Namun, bila dibandingkan pada $X/c = 2$ dan $X/c = 2.5$, konsentrasi kontur pada *airfoil* Eppler 562 dengan *whitcomb winglet* lebih kecil dibandingkan dengan konsentrasi kontur pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*. Hal ini dibuktikan dengan warna kontur pada *airfoil* Eppler 562 dengan *whitcomb winglet* yang berwarna hijau yang menandakan konsentrasi kontur yang lebih kecil jika dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* yang berwarna kuning di $X/c = 2$. Dapat disimpulkan dari gambar 4.10 bahwa penggunaan

winglet mengurangi konsentrasi *trailing vortex* yang terjadi pada *airfoil*, meskipun pada awal terbentuknya *trailing vortex* memiliki konsentrasi yang lebih besar jika dibandingkan dengan terbentuknya *trailing vortex* pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*.



Gambar 4.10 *Trailing vortex* pada *airfoil* Eppler 562 tanpa dan dengan *whitcomb winglet* pada sudut $\alpha = 8^\circ$

4.5.2 Kontur Tekanan

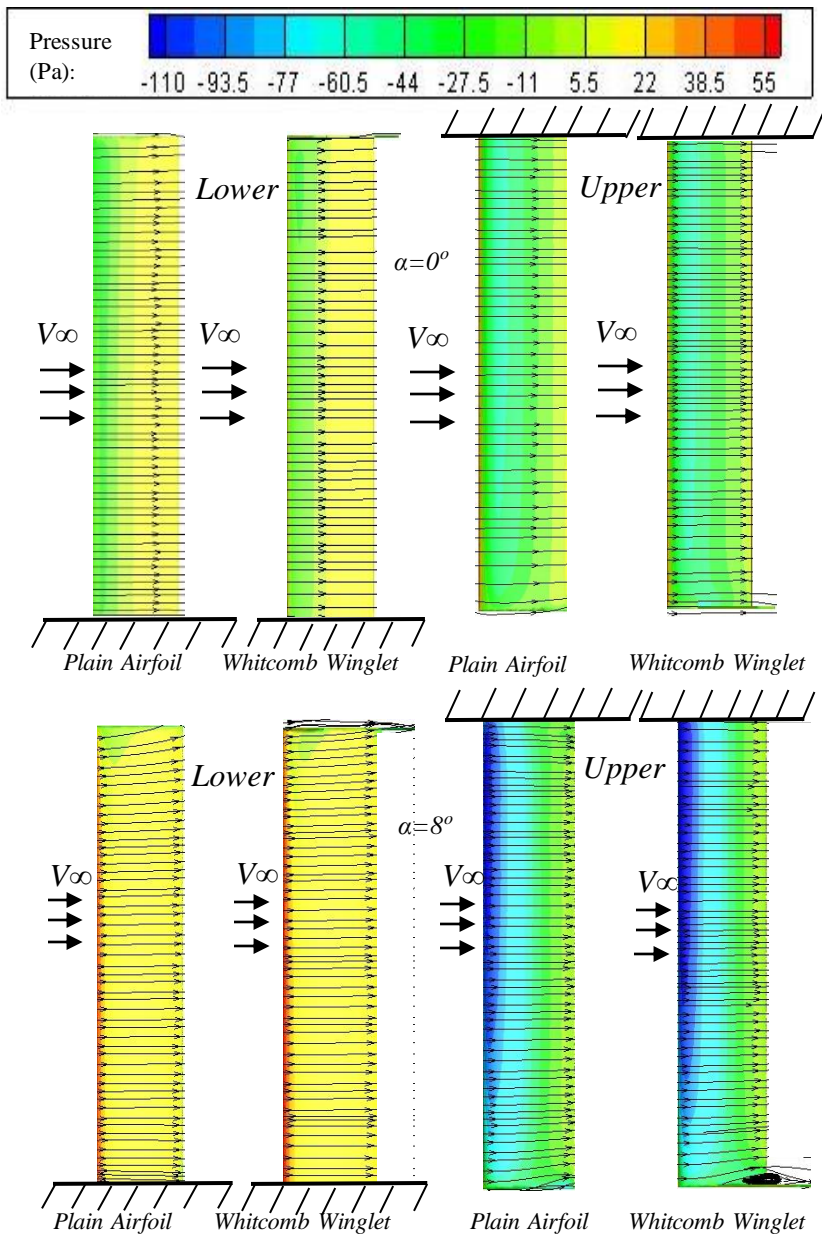
Gambar 4.11 menunjukkan kontur tekanan pada permukaan atas dan bawah *airfoil* Eppler 562 pada sudut $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 8^\circ$, $\alpha = 12^\circ$, dan $\alpha = 15^\circ$ dengan kecepatan inlet sebesar 10 m/s.

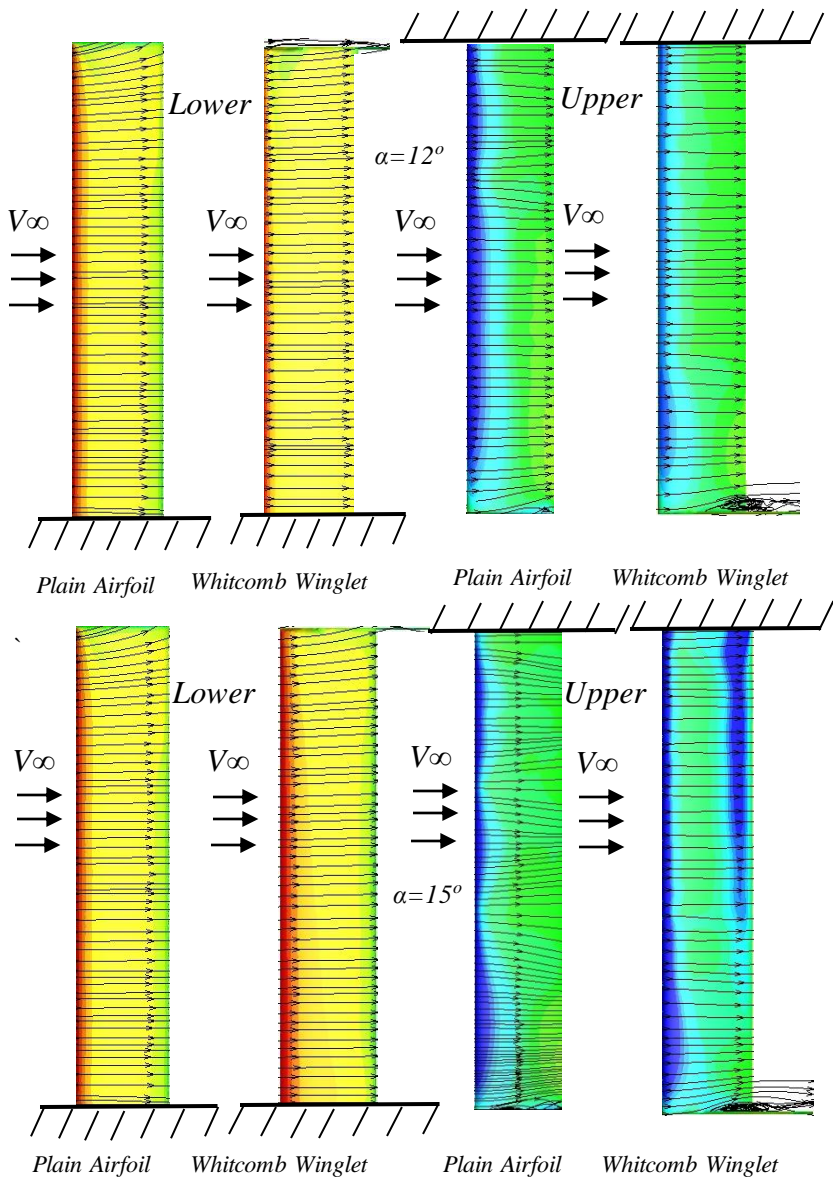
Pada sudut $\alpha = 0^\circ$ dapat dilihat bahwa tidak memiliki perbedaan pada permukaan bawah dari *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan dengan whitcomb *winglet*. Namun pada permukaan atas dari *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet*, terlihat bahwa pada bagian tip *airfoil* memiliki tekanan yang lebih rendah dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa whitcomb *winglet*. Hal ini mengakibatkan perbedaan tekanan yang lebih besar pada *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* sehingga terjadi peningkatan gaya angkat (*lift*) dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*.

Pada sudut $\alpha = 8^\circ$ terlihat pada permukaan bawah *airfoil* Eppler 562 tanpa dan dengan whitcomb *winglet* memiliki kontur tekanan yang hampir sama. Perbedaan terletak pada daerah tip dimana pada permukaan bawah *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* memiliki tekanan yang lebih besar dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa whitcomb *winglet*. Berbeda dengan permukaan atas pada *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* dimana pada bagian tip *airfoil* dengan *winglet* memiliki tekanan yang lebih rendah dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*. Hal ini mengakibatkan pada *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb memiliki perbedaan tekanan yang lebih besar dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562. Perbedaan tekanan yang lebih besar ini menghasilkan gaya angkat (*lift*) yang lebih besar pula, sehingga terjadi kenaikan pada koefisien *lift* seperti pada gambar 4.4.

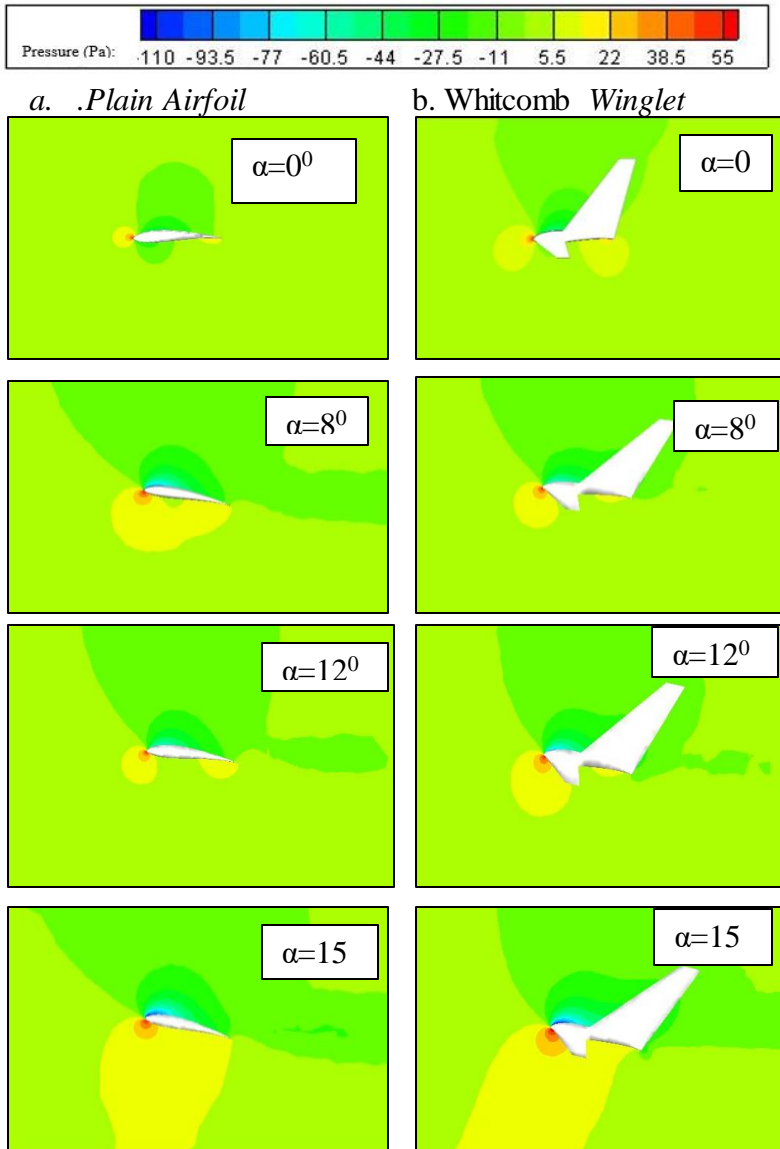
Hal yang sama juga terjadi pada sudut $\alpha = 12^\circ$ dan $\alpha = 15^\circ$. Namun pada permukaan atas sudut $\alpha = 15^\circ$, terlihat bahwa adanya daerah bertekanan rendah pada *trailing edge airfoil*. Secara teori seharusnya daerah ini tidak terbentuk dikarenakan daerah sekitar *trailing edge* merupakan daerah dimana sudah terjadi separasi aliran, sehingga tekanan yang terjadi pada daerah *trailing edge* seharusnya lebih tinggi dibandingkan dengan yang di *leading edge*. Tidak samanya teori dengan hasil simulasi bisa dikarenakan adanya error yang terjadi pada simulasi dengan sudut serang tinggi.

Gambar 4.12 merupakan distribusi tekanan di sekitar *airfoil* Eppler 562 dilihat dari daerah midspan. Pada gambar 4.12 dapat dilihat pada sudut $\alpha = 0^\circ$ *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* dan tanpa whitcomb *winglet* tidak memiliki perbedaan tekanan yang signifikan pada daerah atas dan bawah di sekitar *airfoil*, sehingga dapat dikatakan bahwa gaya angkat yang terjadi pada sudut $\alpha = 0^\circ$ antara *airfoil* Eppler 562 tanpa dan dengan whitcomb *winglet* tidak memiliki perbedaan yang signifikan. Pada sudut $\alpha = 8^\circ$, $\alpha = 12^\circ$, dan $\alpha = 15^\circ$ dapat dilihat bahwa tekanan pada daerah bagian bawah sekitar *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* lebih besar dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*. Berbeda dengan daerah atas, dimana tekanan pada daerah atas sekitar *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* memiliki distribusi tekanan yang lebih kecil dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*. Semakin besar perbedaan yang terjadi mengakibatkan semakin besarnya gaya angkat yang terjadi pada suatu *airfoil*. Dari teori yang digunakan, didapatkan kesimpulan bahwa penggunaan *winglet* pada *airfoil* dapat meningkatkan gaya *lift* yang berdampak pula pada kenaikan koefisien *lift* dari *airfoil*





Gambar 4.11 Kontur Tekanan di permukaan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan dengan whitcomb *winglet*



Gambar 4.12 Kontur tekanan pada *midspan* (a) *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan (b) dengan *whitcomb winglet*

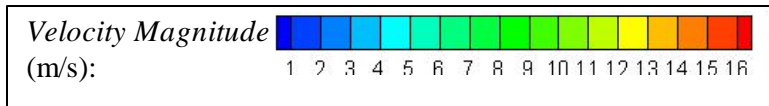
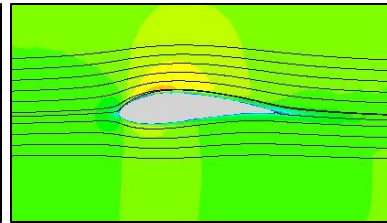
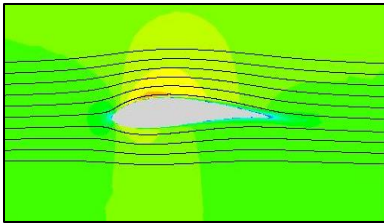
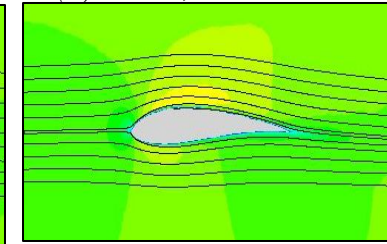
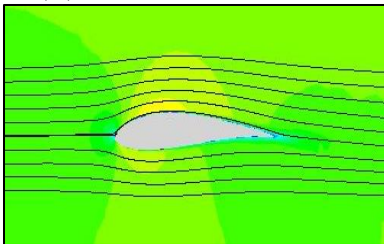
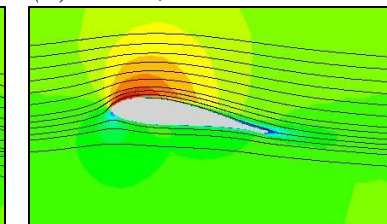
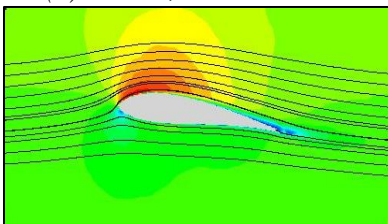
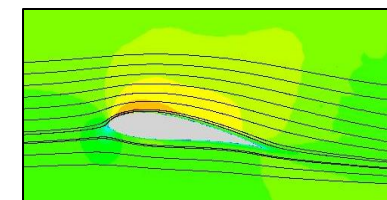
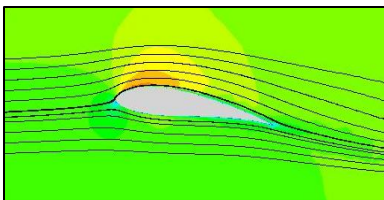
4.5.3 Kontur dan *Pathline* Kecepatan

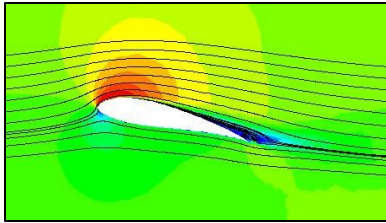
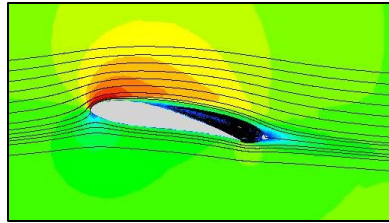
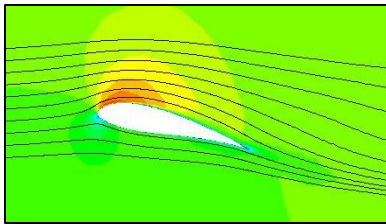
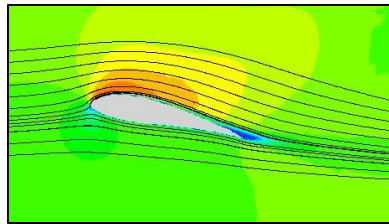
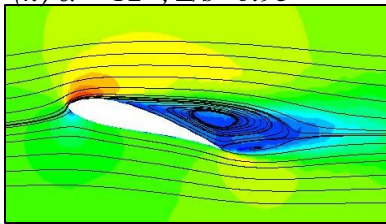
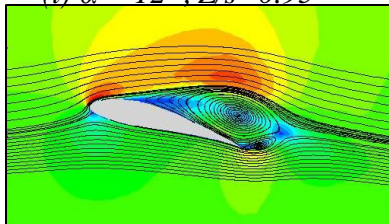
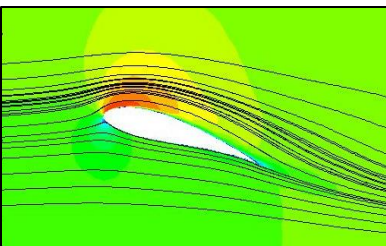
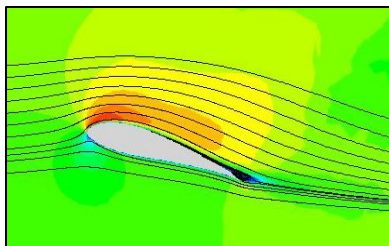
Gambar 4.13 menunjukkan kontur kecepatan beserta *pathline* dari aliran yang melewati *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan dengan whitcomb *winglet*, pada sudut $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 8^\circ$, $\alpha = 12^\circ$, dan $\alpha = 15^\circ$, dilihat dari potongan pada *midspan* dan daerah dekat *tip* ($Z/s=0.95$). Dapat dilihat bahwa kontur kecepatan dan *pathline* pada tiap variasi menunjukkan pola tertentu.

Pada sudut $\alpha = 0^\circ$, terlihat tidak begitu banyak perbedaan diantara kecepatan yang melewati *midspan* pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* dan dengan whitcomb *winglet*. Namun pada daerah dekat *tip* ($Z/s=0.95$), terlihat pada *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* memiliki kecepatan yang lebih besar. Hal ini diakibatkan oleh tekanan pada permukaan atas *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* lebih kecil dibandingkan dengan tanpa *winglet*, sehingga pada *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* memiliki nilai kecepatan yang lebih besar pada permukaan atasnya.

Hal yang sama juga terjadi pada sudut $\alpha = 8^\circ$, dimana kecepatan pada *midspan* antara kedua variasi *airfoil* tidak jauh berbeda. Pada bagian dekat *tip* kecepatan pada permukaan atas *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* memiliki nilai yang lebih besar, dikarenakan pada bagian dekat *tip* *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* memiliki distribusi tekanan yang lebih kecil dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa whitcomb *winglet*.

Pada sudut $\alpha = 12^\circ$, terlihat perbedaan pada fenomena aliran yang melewati *midspan* *airfoil*. Pada *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* fenomena *wake* yang terjadi lebih besar dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*. Fenomena ini mengakibatkan bertambahnya gaya *drag* pada *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet*. Hal yang sama juga terjadi pada sudut $\alpha = 15^\circ$.

*Plain Airfoil**Whitcomb Winglet*(a) $\alpha = 0^\circ$, $Z/s = 0.5$ (b) $\alpha = 0^\circ$, $Z/s = 0.5$ (c) $\alpha = 0^\circ$, $Z/s = 0.95$ (d) $\alpha = 0^\circ$, $Z/s = 0.95$ (e) $\alpha = 8^\circ$, $Z/s = 0.5$ (f) $\alpha = 8^\circ$, $Z/s = 0.5$ (g) $\alpha = 8^\circ$, $Z/s = 0.95$ (h) $\alpha = 8^\circ$, $Z/s = 0.95$

(i) $\alpha = 12^\circ, Z/s=0.5$ (j) $\alpha = 12^\circ, Z/s=0.5$ (k) $\alpha = 12^\circ, Z/s=0.95$ (l) $\alpha = 12^\circ, Z/s=0.95$ (m) $\alpha = 15^\circ, Z/s=0.5$ (n) $\alpha = 15^\circ, Z/s=0.5$ (o) $\alpha = 15^\circ, Z/s=0.95$ (p) $\alpha = 15^\circ, Z/s=0.95$

Gambar 4.13 Kontur kecepatan dan *Velocity Pathline* pada *midspan* dan daerah dekat *tip* airfoil Eppler 562

BAB 5

KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Hasil dari simulasi pada *airfoil* Eppler 562 dengan variasi whitcomb *winglet*, menunjukkan bahwa penggunaan whitcomb *winglet* dapat meningkatkan performa *airfoil*, walaupun penambahan *winglet* juga memperbesar koefisien *drag* dengan bertambahnya nilai sudut serang. Penambahan whitcomb *winglet* juga dapat meningkatkan performa dari plain *airfoil*, khususnya pada sudut serang tinggi. Dari studi numerik yang dilakukan, didapatkan kesimpulan sebagai berikut:

1. Seiring bertambahnya sudut serang, nilai koefisien *lift* (C_L) pada *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* memiliki nilai C_L yang lebih besar dibandingkan dengan *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet*. Namun, nilai koefisien *drag* (C_D) juga ikut bertambah pada *airfoil* dengan whitcomb *winglet* terutama pada koefisien *pressure drag*.
2. Whitcomb *winglet* dapat meningkatkan performa sayap secara efektif pada sudut $\alpha=8^\circ$, dimana memiliki C_L/C_D yang lebih tinggi dibandingkan *airfoil* tanpa *winglet*.
3. *Airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* pada sudut $\alpha>8^\circ$ jika dilihat dari kontur *vorticity magnitude*, memiliki intensitas nilai kontur yang lebih merata, sedangkan pada *airfoil* Eppler 562 tanpa *winglet* nilai intensitas konturnya lebih terpusat di pusat pusaran.
4. Hasil yang didapatkan pada studi ini memiliki kesamaan pada penelitian sebelumnya yang dilakukan oleh Turanoguz. Kesamaan dari hasil terletak pada nilai C_L/C_D yang maksimum pada sekitar sudut $\alpha=8^\circ$ dan peningkatan C_L pada semua sudut serang yang dianalisa. Namun terdapat pula beberapa perbedaan diantaranya nilai C_L/C_D *airfoil* Eppler 562 pada sudut $\alpha=0^\circ$, $\alpha=12^\circ$, dan $\alpha=15^\circ$ lebih rendah dibandingkan dengan *airfoil* tanpa *winglet*, sementara pada penelitian Turanoguz C_L/C_D pada semua konfigurasi *airfoil* Eppler 562 dengan *winglet* lebih tinggi

dibandingkan dengan *airfoil* tanpa *winglet*. Perbedaan ini terjadi dikarenakan adanya perbedaan dalam penugasan bilangan Reynolds pada kedua simulasi ini

5.2 Saran

Berikut merupakan beberapa saran untuk penelitian berikutnya yang berkaitan dengan penelitian ini:

1. Perlu dilakukan analisa tambahan pada *airfoil* Eppler 562 dengan whitcomb *winglet* disekitar sudut $\alpha=8^0$, untuk mengetahui dimana sudut serang di sekitar $\alpha=8^0$ yang memiliki memiliki nilai C_L/C_D yang lebih maksimal.
2. Mengkolaborasikan konfigurasi sudut *swept* dengan penggunaan *winglet* untuk mengurangi kerugian pada *tip* sehingga mendapatkan performa *airfoil* yang lebih baik.

DAFTAR PUSTAKA

- Abbott, Ira H., dan Albert.E.von Doenhoff. 1959. *Theory of Wing Sections*. New York, USA.Dover Publishing.
- Anderson, Jr., dan John. D. 2011. *Fundamentals of Aerodynamics,5th Edition*. United States of America. McGraw-Hill.
- ANSYS. 2013. *ANSYS Fluent User Guide Release 15.0*. Pennsylvania, USA. ANSYS, Inc.
- Azlin, M.A., C.F Mat Taib., S. Kasolang., dan F.H. Muhammad. 2011. *CFD Analysis of Winglet at Subsonic Flow*. London, UK. World Congress on Engineering.
- Bennett, David. 2001. *The Wing Grid: A New Approach to Reducing Induced Drag*. Boston. Massachusetts Institute of Technology.
- Fox, R. W., McDonald, A. T., dan Pritchard, P. J. 2011. *Introduction to Fluid Mechanics* (8th edition.). New Jersey, USA: John Wiley & Sons, Inc.
- <http://www.allstar.fiu.edu/aero/wing34.htm> diakses pada 20 Maret 2017
- <http://www.me.metu.edu.tr/courses/me410/exp6/exp6.html> diakses pada 15 Maret 2017
- <http://m-selig.ae.illinois.edu> diakses pada 21 April 2017
- Hurt, Jr, H.H. 1965. *Aerodynamics of Naval Aviators*. Los Angeles, USA. Naval Air System Command.
- Kontagiannis, Spyridon G. 2013. Design, Performance Evaluation and Optimization of a UA. AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Dallas, Texas.
- Mulvany, Nicholas. J., Li Chen., Jiyuan Y.Tu., dan Brendon Anderson. 2004. *Stedy-State Evaluation of 'Two Equation' RANS (Reynolds-averaged Navier Stokes)*

Turbulence Models for High-Reynolds Number Hydrodynamic Flow Simulations. Melbourne, Australia. Defence Science and Technology Organisation.

- Munson BR., Okiishi Theodore H., Huebsch Wade W., dan Rothmayer Alric P. 2013. *Fundamental of Fluid Mechanics 7th Edition*. John Wiley & sons. United States of America.
- Turanoguz, Eren. 2014. *Design of Medium Range Tactical UAV and Improvement of Its Performance by Using Winglets*. Ankara, Turkey. Middle East Technical University.
- Weirman, Jacob. dan Jamey D. Jacob. 2010. *Winget Design and Optimization for UAVs*. Chicago, USA. 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference.
- Wells, Jesse. 2009. *Effects of Turbulence Modeling on RANS Simulations of Tip Vortices*. Virginia. Viginia Polytechnic Institute and State University.
- Whitcomb, Richard T. 1976. *A Design Approach and Selected Wind-Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing-Tip Mounted Winglets*. Washington D.C., USA. National Aerospace and Space Administration.
- White, Frank M. 2009. *Fluid Mechanics (7th edition)*. New York, USA. McGraw-Hill
- Yarusevych, Serhiy., dan Michael S.H. Boutilier. 2011. *Vortex Shedding of an Airfoil at Low Reynolds Number*. Ontario, Canada. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Yates, John E., dan Donalson, Coleman duP. 1986. *Fundamental Study of Drag and an Assessment of Conventional Drag-Due-To-Lift Reduction Device*. Princeton, USA. Aeronautical Research Associates of Princeton

RIWAYAT PENULIS



Arifandi Rachmadiyan lahir di Bandung pada tanggal 31 Agustus 1995. Penulis merupakan anak kedua dari dua bersaudara.

Penulis menempuh pendidikan Sekolah Dasar di SD Priangan Bandung (2001-2007), SMP Taruna Bakti Bandung (2007-2010), dan SMA Taruna Bakti Bandung (2010-2013). Setelah menyelesaikan Sekolah Menengah Atas, Penulis menempuh pendidikan di Jurusan Teknik Mesin FTI ITS Surabaya

sebagai mahasiswa S1 (2013-2017). Penulis mengambil bidang studi Konversi Energi khususnya pada Lab. Mekanika Fluida.

Selama kuliah penulis pernah menjadi koordinator praktikum mekanika fluida dan asisten laboratorium mekanika fluida 1 & 2. Penulis pernah mengikuti organisasi, antara lain AIESEC Surabaya dan Mechanical Engineering Community (MEC). Penulis pernah menjabat sebagai Staff Research n Development MEC (2014-2015) dan Sekretaris MEC (2015-2016).